

UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO
CENTRO TECNOLÓGICO
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA ELÉTRICA

LUCAS VAGO SANTANA

**SISTEMAS DE NAVEGAÇÃO E CONTROLE PARA
VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS E SUAS
APLICAÇÕES**

VITÓRIA - ES

2016

LUCAS VAGO SANTANA

**SISTEMAS DE NAVEGAÇÃO E CONTROLE PARA
VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS E SUAS
APLICAÇÕES**

Tese de Doutorado apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica da Universidade Federal do Espírito Santo, como requisito parcial para obtenção do Grau de Doutor em Engenharia Elétrica.

Orientador: Prof. Dr. Mário Sarcinelli-Filho

VITÓRIA - ES

2016

Dados Internacionais de Catalogação-na-publicação (CIP)
(Biblioteca Setorial Tecnológica,
Universidade Federal do Espírito Santo, ES, Brasil)

S232s Santana, Lucas Vago, 1985-
Sistemas de navegação e controle para veículos aéreos não tripulados e suas aplicações / Lucas Vago Santana. – 2016.
153 f. : il.

Orientador: Mário Sarcinelli Filho.

Tese (Doutorado em Engenharia Elétrica) – Universidade Federal do Espírito Santo, Centro Tecnológico.

1. Robôs - Sistemas de controle. 2. Navegação de robôs móveis. 3. Robótica. 4. Robótica aérea. 5. Veículo aéreo não tripulado (VANT). I. Sarcinelli Filho, Mário. II. Universidade Federal do Espírito Santo. Centro Tecnológico. III. Título.

CDU: 621.3

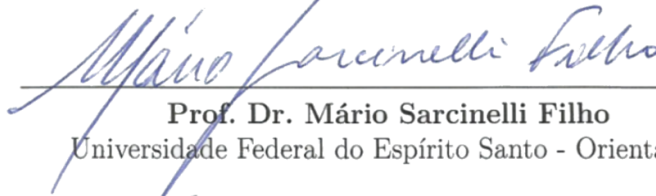
Lucas Vago Santana

Sistemas de Navegação e Controle para Veículos Aéreos Não Tripulados e suas Aplicações

Tese de Doutorado apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica da Universidade Federal do Espírito Santo, como requisito parcial para obtenção do Grau de Doutor em Engenharia Elétrica.

Aprovada em 29 de setembro de 2016.

COMISSÃO EXAMINADORA



Prof. Dr. Mário Sarcinelli Filho

Universidade Federal do Espírito Santo - Orientador



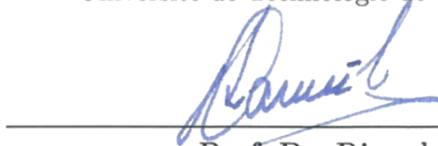
Prof. Dr. Alexandre Santos Brandão

Universidade Federal de Viçosa



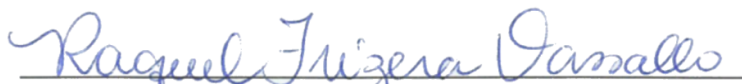
Prof. Dr. Rogelio Lozano

Université de Technologie de Compiègne, França



Prof. Dr. Ricardo Carelli

Universidad Nacional de San Juan, Argentina



Profa. Dra. Raquel Frizera Vasallo

Universidade Federal do Espírito Santo



Prof. Dr. Wanderley Cardoso Celeste

Universidade Federal do Espírito Santo

Vitória, ES

2016

A minha amada esposa Aline.
Aos meus pais Gildo e Luzia e aos meus irmãos Fernando e Gabriela.

Agradecimentos

Agradeço primeiramente a Deus, pelo dom da vida.

Agradeço à Aline, minha esposa e companheira, por todo o amor e paciência durante mais essa jornada junto comigo.

Agradeço aos meus pais Gildo e Luzia, pelos exemplos de vida que são, pelo seu amor, dedicação e ensinamento da importância contida nos estudos.

A meus irmãos Fernando e Gabriela que durante toda a vida compartilharam comigo as alegrias e dificuldades do cotidiano.

Agradeço, aos professores do PPGE-UFES por todos os ensinamentos que compartilharam comigo ao longo dos anos desde o mestrado até o doutorado.

Em especial, agradeço ao Prof. Dr. Mário Sarcinelli-Filho, pela disponibilidade e dedicação como orientador ao longo de toda a minha jornada acadêmica (mestrado e doutorado). My professor, todas as suas sugestões, correções e principalmente as cobranças ajudaram e muito na conclusão deste trabalho. Obrigado pela oportunidade de trabalhar com o senhor, um grande exemplo profissional para todos nós!

Também deixo um agradecimento especial ao Dr. Alexandre Santos Brandão, vulgo Timóteo, que com seus inúmeros conselhos e contribuições me ajudou a esclarecer os resultados deste doutorado.

Agradeço também aos professores Dr. Rogelio Lozano, Dr. Ricardo Carelli, Dra. Raquel Frizera Vassallo e Dr. Wanderley Cardoso Celeste por aceitarem avaliar esta tese.

Gostaria também de agradecer aos colegas de laboratório (LAI). Nesta etapa de pós-graduação compartilhei pouco tempo devido aos compromissos de trabalho, viagens, obras na BR-101, porém mesmo nos poucos encontros que tivemos como grupo de pesquisa, sempre surgiram ideias muito produtivas. Obrigado pela atenção e pelo tempo de vocês, em especial aos também aspirantes Igor Henrique Beloti Pizetta e Milton César Paes Santos.

Finalmente, agradeço aos nobres colegas do IFES Linhares, que sempre se dispuseram a contribuir para que este momento fosse alcançado. Em especial, agradeço aos professores da Coordenadoria de Automação Industrial dos quais alguns são amigos de longa data, acompanhando de perto a minha jornada.

Ao todos vocês, meu humilde muito obrigado!

*“Quanto mais aumenta nosso conhecimento,
mais evidente fica nossa ignorância”
(John F. Kennedy)*

Resumo

Esta tese de doutorado propõe sistemas de navegação e controle para aplicação com veículos aéreos não tripulados de pequeno porte, amplamente acessíveis na atualidade. O foco é na aplicação de técnicas com uma implementação simplificada e resultados experimentais eficientes, respeitando-se as limitações do equipamento utilizado. Os sistemas propostos são testados em diferentes missões de voo incluindo tarefas de posicionamento, seguimento de trajetórias e controle de formação entre robôs, que são realizadas sob condições variadas de voo tanto em ambientes interiores como exteriores. Para contextualização dos temas abordados, inicialmente são apresentadas as terminologias adotadas e os conceitos gerais sobre o funcionamento de um veículo aéreo moderno, enfatizando sua integração com um piloto automático. Em seguida, um modelo matemático simplificado é proposto como representação dos movimentos desse veículo a partir do qual os sistemas de controle automático são derivados. Em paralelo, apresentam-se as técnicas de fusão sensorial dos sistemas de navegação, explicitando o tratamento realizado nas informações usadas na realimentação de controle. Ao longo dos capítulos, diversos experimentos são discutidos com o propósito de avaliar os sistemas propostos e concluir sua eficiência como solução para os problemas abordados nesse trabalho. Finalmente, destacam-se as conclusões e algumas possibilidades de aplicações futuras.

Palavras-chave: Veículos Aéreos Não Tripulados. Sistemas de Controle. Sistemas de Navegação. Formação Aérea

Abstract

This thesis proposes navigation and control systems for application with a small size unmanned aerial vehicles, widely accessible nowadays. The focus is on the application of techniques with a simplified implementation and efficient experimental results, respecting the limitations of the equipment used. The proposed systems are tested in different flight missions including tasks of positioning, trajectory tracking and robot formation control, which are conducted in varying flight conditions in both indoor and outdoor environments. For contextualization of the topics addressed, initially the terminology adopted and the general concepts on the operation of a modern aerial vehicle are presented, emphasizing its integration with an autopilot. Next, a simplified mathematical model is proposed as a representation of the movements of the vehicle from which automatic control systems are derived. In parallel, the techniques of sensory data fusion used in the navigation systems are presented, explaining the treatment applied for control feedback purposes. Throughout the chapters, several experiments are discussed in order to evaluate the proposed systems and conclude their efficiency in solving the problems addressed in this work. Finally, the conclusions and some possibilities of future applications are highlighted.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicles. Flight Control Systems. Flight Navigation Systems. Aerial Formation

Lista de ilustrações

Figura 1 – Exemplos de VANTs de asas fixas.	18
Figura 2 – Exemplos de VANTs de asas rotativas.	18
Figura 3 – Manobrabilidade dos VANTs de asas rotativas e de asas fixas.	19
Figura 4 – Exemplos de modelos comerciais de VANTs de pás rotativas com piloto automático, representados por sua marca e modelo.	35
Figura 5 – Exemplos de modelos comerciais de piloto automático para VANTs. . .	35
Figura 6 – Tipos de veículos configuráveis com o <i>ArduPilot</i>	36
Figura 7 – O quadrimotor Parrot AR.Drone 2.0 e seu módulo de GPS. Sistemas de coordenadas adotados para controle: global $\langle w \rangle$ e do corpo do veículo $\langle b \rangle$, com origem fixada no centro de massa.	38
Figura 8 – Aplicativo de celular demonstrando as manetes virtuais utilizadas no controle manual do AR.Drone 2.0.	39
Figura 9 – Esquema de funcionamento de um quadrimotor.	44
Figura 10 – Ilustração do movimento do quadrimotor obtido pelas variações de velocidade angular dos rotores. (a) Guinada no sentido anti-horário, (b) Guinada no sentido horário, (c) Rolagem no sentido anti-horário (d) Rolagem no sentido horário, (e) Movimento vertical de decolagem, (f) Movimento vertical de aterrissagem, (g) Arfagem no sentido anti-horário, (h) Arfagem no sentido horário.	45
Figura 11 – Diagrama de blocos com camadas do modelo dinâmico do VANT. . . .	46
Figura 12 – Arquitetura de controle implementada no piloto automático do AR.Drone 1.0.	54
Figura 13 – Diagrama de blocos representando o comportamento aproximado da resposta dos controladores internos do piloto automático do AR.Drone aos comandos de movimento em cada grau de liberdade controlável (equações no domínio da frequência).	55
Figura 14 – Comparação entre a resposta do modelo e os dados sensoriais usando o comando $u_\phi = u_i$ configurado com $T = 7,5$ s e $T = 5,0$ s, respectivamente.	59
Figura 15 – Comparação entre a resposta do modelo e os dados sensoriais usando o comando $u_\theta = u_i$ configurado com $T = 7,5$ s e $T = 5,0$ s, respectivamente.	60
Figura 16 – Comparação entre a resposta do modelo e os dados sensoriais usando o comando $u_z = u_i$ configurado com $T = 7,5$ s e $T = 5,0$ s, respectivamente.	60
Figura 17 – Comparação entre a resposta do modelo e os dados sensoriais usando o comando $u_\psi = u_i$ configurado com $T = 7,5$ s e $T = 5,0$ s, respectivamente.	60

Figura 18 – Comparação entre estimativas para a posição global x , usando o algoritmo visual, o Filtro de Kalman e a odometria em um experimento de posicionamento.	65
Figura 19 – Ampliação da imagem da Figura 18, destacando alguns instantes onde não há observação da marcação visual.	66
Figura 20 – Comparação entre estimativas para a posição global y , usando o algoritmo visual, o Filtro de Kalman e a odometria em um experimento de trajetória.	66
Figura 21 – Erros numéricos apresentados para as posições x e y durante um voo pairado em ambiente interior. Note na segunda imagem um comparativo entre a dimensão do VANT e a do raio do erro quando projetado na superfície do plano xy	68
Figura 22 – A marcação visual utilizada no sistema de navegação em ambientes interiores.	68
Figura 23 – Imagens da marcação visual sem tratamento e com filtragem de cor. . .	69
Figura 24 – Ilustração de todos os sistemas de coordenadas mencionados. $\langle w \rangle$ é o global, $\langle b \rangle$ do corpo, $\langle c \rangle$ está associado ao centro da câmera frontal e $\langle m \rangle$ associado ao centro da marcação visual.	70
Figura 25 – Sistemas de coordenadas do modelo simplificado, considerando pequenas inclinações.	74
Figura 26 – Diagrama de blocos generalizado da arquitetura de implementação dos sistemas de navegação e controle.	74
Figura 27 – Exemplo de configuração de ambiente interior para voos experimentais. .	78
Figura 28 – Diagrama simplificado do controle de posicionamento e trajetória em cascata por dinâmica inversa.	79
Figura 29 – Experimento de posicionamento em ambientes interiores.	81
Figura 30 – Efeito do <i>drifting</i> de posição no experimento de posicionamento em ambientes interiores.	82
Figura 31 – Experimento de navegação entre pontos em ambientes interiores. . . .	83
Figura 32 – Experimento de seguimento de trajetória circular em ambientes interiores. .	85
Figura 33 – Experimento de seguimento de trajetória em forma de um oito inclinado. .	87
Figura 34 – Diagrama representando a implementação de algoritmos para tarefa de navegação simultânea entre dois VANTs. Destaca-se que a arquitetura de implementação é centralizada, porém o controle é descentralizado e não há cooperação entre os VANTs.	88
Figura 35 – Experimento de seguimento de trajetória utilizando dois VANTs simultaneamente.	89
Figura 36 – Estrutura virtual adotada no experimento de formação.	92

Figura 37 – Diagrama de blocos da arquitetura implementada para o controle de formação líder-seguidor.	92
Figura 38 – Experimento de formação aérea líder-seguidor em ambientes interiores.	93
Figura 39 – Simulação do posicionamento com controlador baseado em cinemática inversa.	97
Figura 40 – Simulação do seguimento de uma trajetória com controlador baseado em cinemática inversa.	98
Figura 41 – O VANT AR.Drone 2.0 e o VTNT Pioneer 3-DX, representados em conjunto com os sistemas de coordenadas adotados nos experimentos de formação.	99
Figura 42 – Diagrama da arquitetura implementada para o controle de formação líder-seguidor heterogênea.	100
Figura 43 – Experimento de formação líder-seguidor heterogênea em ambientes interiores. Líder com controle manual.	101
Figura 44 – Experimento de formação líder-seguidor heterogênea em ambientes interiores. Líder com controle automático.	101
Figura 45 – Exemplo do efeito da saturação observado em experimentos de controle de posicionamento.	103
Figura 46 – Dados experimentais de posicionamento que demonstram a latência do sensor de GPS.	105
Figura 47 – Convertendo coordenadas de GPS para o sistema global.	106
Figura 48 – Comparação da estimativa de distância entre pontos de GPS entre o método apresentado e um programa especializado em traçar rotas sobre mapas.	107
Figura 49 – Dados experimentais de posicionamento que demonstram a latência do sensor de GPS.	108
Figura 50 – Comparação da estimativa com compensação de atraso usando diferentes fontes sensoriais.	109
Figura 51 – Erros numéricos apresentados para as posições x e y durante um voo pairado em ambiente exterior. Note na segunda imagem um comparativo entre a dimensão do VANT e a do raio do erro quando projetado na superfície do plano xy	112
Figura 52 – Exemplos de localidades onde foram realizados experimentos em ambientes exteriores.	113
Figura 53 – Diagrama do controle de posicionamento e trajetória em ambientes exteriores, usando o mesmo controlador de ambientes interiores.	114
Figura 54 – Experimento de posicionamento em ambientes exteriores com altitude baixa.	115

Figura 55 – Experimento de seguimento de uma trajetória em forma de oito em ambientes exteriores.	116
Figura 56 – Diagrama do controle de posicionamento e trajetória em ambientes exteriores, usando a metodologia de projeto alternativa para a dinâmica inversa.	119
Figura 57 – Experimento de posicionamento em ambientes exteriores, sob influência do vento.	120
Figura 58 – Experimento de seguimento de uma trajetória circular inclinada em ambientes exteriores, sob influência do vento.	122
Figura 59 – Experimento de posicionamento sobre os vértices de um quadrado em ambientes exteriores.	123
Figura 60 – Diagrama da arquitetura utilizada para implementação do controle de formação líder-seguidor em ambientes exteriores.	124
Figura 61 – Estrutura virtual adotada no experimento de formação em ambientes exteriores.	125
Figura 62 – Experimento de formação líder-seguidor em ambientes exteriores. Líder com controle manual.	126
Figura 63 – Experimento de formação líder-seguidor em ambientes exteriores. Líder com controle automático navegando entre os pontos que formam os vértices de um quadrado.	127
Figura 64 – Experimento de formação líder-seguidor em ambientes exteriores. Líder com controle automático navegando sobre uma trajetória.	128
Figura 65 – Experimento de posicionamento em ambientes exteriores com altitude elevada.	146
Figura 66 – Experimento de trajetória circular em ambientes exteriores com altitude elevada.	147

Lista de tabelas

Tabela 1 – Esquema geral de pilotagem de VANTs de pás rotativas equipados com piloto automático.	37
Tabela 2 – Prós e contras do VANT AR.Drone 2.0.	39
Tabela 3 – Parâmetros do modelo dinâmico de baixo nível.	49
Tabela 4 – Parâmetros do modelo dinâmico de alto nível.	51
Tabela 5 – Parâmetros usados na simulação do modelo simplificado.	57
Tabela 6 – Qualidade de ajuste nos experimentos de avaliação do modelo. Critérios observados segundo (MORIASI et al., 2007; MUROI; ADACHI, 2015).	58
Tabela 7 – Parâmetros usados nos experimentos em ambientes interiores.	79
Tabela 8 – Valores de referência para os ganhos de controle nos experimentos de posicionamento e trajetória em ambientes confinados (ajustes refinados foram realizados durante a execução dos experimentos).	79
Tabela 9 – RMSE do experimento de posicionamento.	80
Tabela 10 – RMSE do experimento de seguimento de uma trajetória circular.	84
Tabela 11 – RMSE do experimento de seguimento de uma trajetória em forma de um oito inclinado.	86
Tabela 12 – RMSE do experimento de posicionamento e trajetória com dois VANTs.	88
Tabela 13 – Ganhos de referência do controlador de formação.	93
Tabela 14 – RMSE do experimento de formação homogênea líder-seguidor.	94
Tabela 15 – RMSE do experimento de formação heterogênea líder-seguidor com controle manual.	100
Tabela 16 – RMSE do experimento de formação heterogênea líder-seguidor com controle automático.	102
Tabela 17 – RMSE do experimento de posicionamento com altitude baixa.	115
Tabela 18 – RMSE do experimento de seguimento de uma trajetória em forma de oito em ambientes exteriores.	116
Tabela 19 – Ganhos de controle adotados nos experimentos em ambientes exteriores.	119
Tabela 20 – RMSE do experimento de posicionamento em ambientes exteriores, sob influência do vento.	121
Tabela 21 – RMSE do experimento de seguimento de uma trajetória circular inclinada em ambientes exteriores, sob influência do vento.	121
Tabela 22 – Ganhos de controle adotado nos experimentos de formação em ambientes exteriores.	125
Tabela 23 – RMSE do experimento de formação líder-seguidor em ambientes exteriores. Líder com controle manual.	126

Tabela 24 – RMSE do experimento de formação líder-seguidor em ambientes exteriores. Líder com controle automático de trajetória.	128
Tabela 25 – RMSE do experimento de posicionamento com altitude elevada.	145
Tabela 26 – RMSE do experimento de trajetória circular com altitude elevada.	146

Sumário

1	INTRODUÇÃO	18
1.1	Definição do Problema	20
1.2	Motivação	24
1.3	Objetivos	24
1.4	Estado da Arte	24
1.5	Contribuições da Tese	29
1.6	Estrutura do Trabalho	32
2	OS VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS MODERNOS E SUAS CARACTERÍSTICAS	34
2.1	O VANT Moderno e seu Piloto Automático	34
2.2	O Quadrimotor AR. Drone 2.0	37
2.3	Integração Computacional do AR.Drone 2.0	40
2.3.1	Dados Sensoriais do AR.Drone 2.0	41
2.3.2	Controle de Movimento do AR.Drone 2.0	42
3	MODELAGEM MATEMÁTICA DO VANT	44
3.1	Princípio de Funcionamento do Quadrimotor	44
3.2	O Modelo Cinemático do VANT	45
3.3	O Modelo Dinâmico do VANT	46
3.3.1	O Modelo Dinâmico de Baixo Nível	47
3.3.2	O Modelo Dinâmico de Alto Nível	48
3.4	O Modelo Dinâmico Simplificado de um VANT	51
3.4.1	O Modelo Dinâmico Simplificado do AR.Drone 2.0	53
3.4.2	Avaliação Experimental do Modelo Dinâmico Simplificado do AR.Drone	56
4	SOLUÇÕES PARA AMBIENTES INTERIORES	61
4.1	O Sistema de Navegação para Ambientes Interiores	61
4.1.1	Estratégia de Fusão Sensorial para Rastreamento de Estados	61
4.1.2	Posicionamento Global usando Imagens da Câmera Frontal	67
4.2	Sistemas de Controle para Ambientes Interiores	69
4.2.1	Representação do Modelo Matemático para Fins de Controle	71
4.3	Controle de Posicionamento e Trajetória por Inversão do Modelo Dinâmico Simplificado	75
4.3.1	Resultados Experimentais	78
4.3.1.1	Controle de Posicionamento	79

4.3.1.2	Controle de uma Trajetória Circular	84
4.3.1.3	Controle de uma Trajetória Inclinada	85
4.3.1.4	Controle de Posição e Trajetória com Múltiplos VANTs	86
4.4	Controle de uma Formação Aérea Líder-Seguidor	89
4.4.1	Resultado Experimental	91
4.5	Controle de Posicionamento por Inversão do Modelo Cinemático Simplificado	94
4.5.1	Resultados de Simulação	96
4.5.2	Resultado Experimental: Controle de Formação Heterogênea Líder-Seguidor	96
4.6	Saturação nos Sistemas de Controle	102
5	SOLUÇÕES PARA AMBIENTES EXTERIORES	104
5.1	O Sistema de Navegação para Ambientes Exteriores	104
5.1.1	O uso do GPS para Localização Global	104
5.1.2	Estratégia de Fusão Sensorial para Rastreamento de Estados com Compensação do Atraso nas Medições de GPS	106
5.2	Sistemas de Controle para Ambientes Exteriores	112
5.2.1	Resultados Experimentais Usando o Controlador por Inversão da Dinâmica Simplificada em Ambientes Exteriores	113
5.3	Método Alternativo de Projeto do Sistema de Controle em Ambientes Exteriores	117
5.3.1	Resultados Experimentais	118
5.4	Controle de uma Formação Aérea Líder-Seguidor em Ambientes Exteriores	124
5.4.1	Resultados Experimentais	125
6	CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS	129
	REFERÊNCIAS	132
	APÊNDICES	142
	APÊNDICE A – LEVANTAMENTO DE CARACTERÍSTICAS RELEVANTES DE VANTS COMERCIAIS DA ATUALIDADE.	143
	APÊNDICE B – EXPERIMENTOS ADICIONAIS EM AMBIENTES EXTERIORES	145

ANEXOS	148
ANEXO A – MODELO DINÂMICO DE ALTO NÍVEL: PROPRIE- DADES E ELEMENTOS MATRICIAIS	149

1 Introdução

Os veículos aéreos não tripulados (VANTs) são definidos na literatura como máquinas voadoras que dispensam a presença de tripulação a bordo do veículo (CASTILLO; LOZANO; DZUL, 2005; NONAMI et al., 2010; VALAVANIS; VACHTSEVANOS, 2015). No Brasil, a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) é responsável por estabelecer essas denominações, bem como classificar os veículos por meio de diretrizes em discussão nas regulamentações específicas acerca desses equipamentos (ANAC, 2015). Apesar de representarem um tema já conhecido há algum tempo no meio científico, apenas recentemente a popularização dos VANTs despertou a atenção do governo brasileiro para a importância de regular e fiscalizar o uso desses equipamentos.

Atualmente, pelo mundo, existem diversos modelos de VANTs em aplicação classificados por categorias de tamanho, autonomia e mecânica de voo (NONAMI et al., 2010). Nesse contexto, as categorias mais abrangentes os classificam como veículos de asas fixas, como os exemplos da Figura 1 e veículos de asas ou pás rotativas como os exemplos da Figura 2.



Figura 1 – Exemplos de VANTs de asas fixas.



Figura 2 – Exemplos de VANTs de asas rotativas.

Fonte: Adaptado de (NONAMI et al., 2010; PISKORSKI et al., 2012).

Uma diferença importante entre essas duas categorias é a sua manobrabilidade, ilustrada comparativamente na Figura 3. Nessa característica, os veículos de pás rotativas possuem vantagem pois podem decolar e pousar verticalmente, se manter parados em uma posição ou se movimentar em qualquer direção, enquanto os veículos de asas fixas necessitam constantemente de movimento frontal para se manter voando.

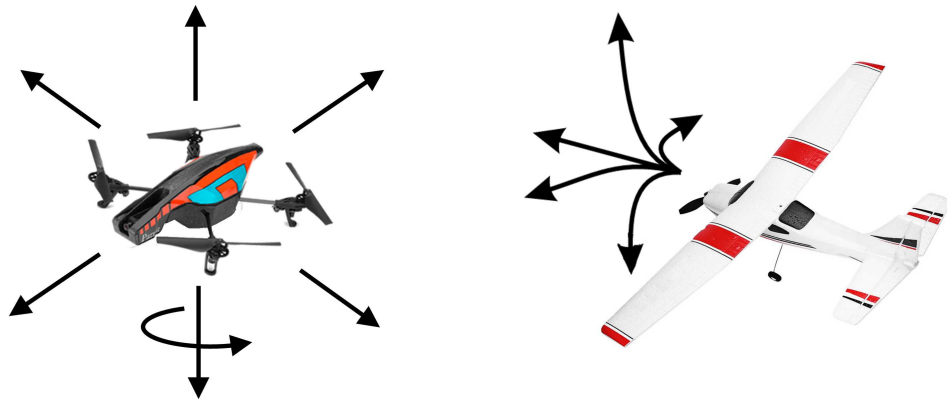


Figura 3 – Manobrabilidade dos VANTs de asas rotativas e de asas fixas.

Atualmente os VANTs de asas rotativas se apresentam como equipamentos versáteis e de fácil pilotagem, destacando-se assim como a categoria de veículos aéreos não tripulados mais utilizada nas aplicações civis (NONAMI et al., 2010). Tal característica, contribui fortemente na popularização desses equipamentos que já são vistos auxiliando no monitoramento de grandes áreas, na supervisão do tráfego de veículos, no suporte ao gerenciamento de riscos naturais em estruturas da construção civil, no monitoramento ambiental, no auxílio à manutenção de linhas de transmissão de energia elétrica, no mapeamento geográfico em tarefas de topografia, filmagem e fotografia aéreas entre outras (CADDICK, 2015; VALAVANIS; VACHTSEVANOS, 2015), representando assim uma tecnologia em plena expansão e amplamente utilizada, tanto em pesquisas científicas como em atividades com fins lucrativos. Nesse contexto, todas as menções do termo VANT feitas no escopo desta tese serão relativas apenas à categoria de veículos aéreos não tripulados de pás rotativas e de pequeno porte.

No meio acadêmico, os VANTs são frequentemente usados para testar sistemas de controle, demonstrando a viabilidade de guiá-los em manobras automáticas (HEHN; D'ANDREA, 2011b; MELLINGER; MICHAEL; KUMAR, 2012). Também são utilizados para testar técnicas de fusão sensorial, demonstrando algoritmos que permitem estimar os movimentos do veículo através de seus sensores embarcados (NÜTZI et al., 2011; LYNEN et al., 2013). Mais recentemente, aplicações ambiciosas buscam formas de usá-los no mapeamento de localidades desconhecidas, permitindo uma navegação totalmente autônoma (SHEN et al., 2014; BURRI et al., 2015; CHARROW et al., 2015).

No meio comercial, sabe-se que os VANTs movimentam fortemente a indústria da aviação no Brasil (VARELLA, 2014; SCUSSEL, 2015) e no mundo (CADDICK, 2015). Em nosso país, profissionais e entusiastas da área se organizam através de associações (ABD, 2016) e feiras (MUNDOGEO, 2016) para expor suas ideias, divulgar seus serviços e produtos e também exercer um papel político junto a ANAC, auxiliando na construção da legislação de regulamentação das atividades com esses veículos, atualmente ainda em fase

de elaboração (ANAC, 2015).

De acordo com (SCUSSEL, 2015), especialistas estimam que o mercado dos VANTs no Brasil movimentará entre R\$100 e 200 milhões em 2016 (similar a aproximadamente US\$30 e 60 milhões, na cotação atual das moedas), com previsão de criação de milhares de novos postos de trabalho ligados ao setor. Atualmente, pode-se dizer que esse capital é movimentado principalmente nas atividades de treinamento de pilotos, de venda e de manutenção dos equipamentos. Porém, atividades de monitoramento aéreo de plantações, de áreas de preservação ambiental e até mesmo de auxílio no plantio de mudas de eucalipto na indústria de celulose, já são exemplos concretos de aplicações comerciais com VANTs no país (VARELLA, 2014).

Segundo (CADDICK, 2015), em um contexto mundial as previsões de investimento no setor são muito maiores. Destaca-se que a indústria dos VANTs é relativamente nova e em plena ascensão tecnológica, o que gera enormes previsões de investimentos chegando a ordem de US\$91 bilhões até o ano 2024. Durante esses anos, o uso dos veículos deverá ser acentuado principalmente no suporte a outros segmentos da economia, tais como a agricultura onde há estudos sobre a aplicação de VANTs no auxílio ao plantio de sementes e na pulverização de plantações, nos serviços públicos onde se destacam a vigilância de fronteiras e a proteção da vida selvagem, na logística onde são previstas entregas de medicamentos e produtos em geral, e nas mídias, onde filmagens para reportagens e entretenimento já são relativamente comuns. Os autores concluem, indicando que esse tipo de uso para os VANTs tende a se ampliar à medida que as legislações e normas para uso responsável dos aparelhos sejam estabelecidas através das agências reguladoras dos governos.

1.1 Definição do Problema

A definição dos problemas que esta tese de doutorado se propõe em resolver é baseada em uma terminologia definida em (KENDOUL, 2012), porém requer também uma argumentação prévia realizada a seguir.

Kendoul (2012) classifica as ferramentas computacionais e os equipamentos eletrônicos utilizados na operação de VANTs em três grupos de soluções denominados sistemas de direção, navegação e controle que, embora tenham suas funções conectadas, possuem especialidades diferentes. Em resumo, tais definições são dadas como:

- *Navegação*: contém o conjunto de ferramentas responsáveis por perceber os movimentos do VANT em um determinado ambiente, estimando seus estados (posições e velocidades, por exemplo);
- *Controle*: contém meios de utilizar as informações sensoriais para sintetizar leis de

controle dos movimentos de acordo com a missão desejada, sem a intervenção de um operador humano;

- *Direção*: responsável por determinar qual é a missão desejada, fazendo isso através de planejamento prévio das posições ou trajetórias desejadas, ou decidindo em tempo real de acordo com informações recolhidas no ambiente de navegação.

Também em (CAI; DIAS; SENEVIRATNE, 2014) e (ALVARENGA et al., 2015), revisões bibliográficas discutem algumas técnicas que se enquadram nas definições apresentadas. Em comum, todas essas revisões destacam que há uma lacuna a ser preenchida entre os trabalhos que apresentam soluções para sistemas de navegação e controle com validação teórica e experimental pois, comparativamente, a maioria dos resultados publicados se limita a realizar uma validação sob circunstâncias ideais de simulação. Tal observação é muitas vezes justificada pela ausência de material de pesquisa. Porém, as dificuldades de implementação dos métodos, principalmente os mais elaborados, muitas vezes são negligenciadas pelos autores que não realizam a validação experimental de suas técnicas.

Um exemplo muito claro desse argumento está relacionado ao sistema de navegação do VANT, o qual durante simulações pode ser programado para estimar as variáveis de estado com exatidão. Entretanto, em circunstâncias experimentais tais estimativas dependem de leituras sensoriais que, usualmente, são acompanhadas de ruídos, limitações na taxa de atualização, atrasos e até mesmo incertezas. Tais fenômenos devem ser contornadas para permitir voos reais de forma eficiente. Nesse contexto, simulações mais completas podem contabilizar efeitos realísticos através de modelos matemáticos mais detalhados como apresentado em (BANGURA; MAHONY, 2012), porém há circunstâncias reais onde a diferença entre um comportamento simulado e o experimental se acentua mesmo com uma modelagem matemática mais detalhada do problema. No caso dos VANTs, um bom exemplo disso são as rajadas de vento inerentes aos ambientes exteriores, cuja intensidade e direção podem se manifestar aleatoriamente, influenciando de diferentes maneiras e intensidades o movimento do veículo. Tal fenômeno pode desencadear dificuldades de operação dos controladores automáticos de voo, como é destacado em (BOUABDALLAH; SIEGWART, 2007; ESCAREÑO et al., 2013). Embora seja possível simular os efeitos do vento, o comportamento real somente será observado durante a validação experimental que é, portanto, sempre desejável.

Na busca pela validação experimental das técnicas mais modernas de projeto e controle de robôs aéreos, diversos equipamentos passaram a auxiliar os pesquisadores, ganhando bastante destaque na literatura científica como sistemas de navegação. Um excelente exemplo é destacado em (LUPASHIN et al., 2014), onde detalhes técnicas sobre a construção do laboratório *Flying Machine Arena*, especializado em robótica aérea, mostra como sensores de captura de movimento podem ser aplicados para rastrear com

precisão os movimentos dos veículos em um espaço estruturado. Tal recurso, foi aplicado no desenvolvimento de resultados surpreendentes nos últimos anos, como aquele relatado em (HEHN; D'ANDREA, 2011a), onde autores descrevem um pêndulo invertido equilibrado por um quadrimotor. Outro bom exemplo são os dispositivos denominados como piloto automático que acompanham os VANTs mais modernos (CHAO; CAO; CHEN, 2010), que representam aparelhos dentro dos quais sistemas intermediários de navegação e controle são implementadas, buscando auxiliar pilotos humanos na operação dos veículos.

Apesar de extremamente úteis, alguns dos equipamentos citados possuem um problema em comum que é o seu alto custo de aquisição e manutenção. Para conhecimento, em (THEWLIS et al., 2013) há um estudo comparativo entre dois sistemas da captura de movimento comumente utilizados em pesquisas com VANTs. Os autores informam o modelo denominado como de alta tecnologia, pode ser obtido do fabricante *Vicon* por cerca de AU\$250 mil, enquanto uma aparelhagem similar, denominada no contexto do artigo como solução de baixo custo, pode ser obtida do fabricante *OptiTrack* por cerca de AU\$15 mil. Em relação aos veículos aéreos comumente utilizados nas pesquisas científicas, muitos resultados são obtidos através dos VANTs fabricados pela empresa *Ascending Technologies*, tais como os modelos *Pelican*, *Hummingbird* e *Firefly* usados em (SHEN; MICHAEL; KUMAR, 2011; TURPIN; MICHAEL; KUMAR, 2012; WEISS et al., 2013). O fabricante restringe acesso ao custo desses aparelhos, porém estima-se que eles possuam cotação na ordem de alguns milhares de dólares pois, em suas configurações para SLAM (do inglês *Simultaneous Localization and Mapping*), incluem um sensor de varredura a laser cujo custo unitário é superior a US\$ 4,5 mil (ROBOTSHOP, 2016). Mesmo em trabalhos onde os veículos de teste são construídos a partir de um conjunto de peças, o custo total do aparelho pode ficar relativamente alto como é o caso de (KENDOUL; YU; NONAMI, 2010), onde o veículo construído possui um custo final de cerca de US\$ 3,6 mil.

Tais valores podem inviabilizar a aquisição dos materiais de pesquisa para grupos com acesso limitado a recursos financeiros. Tal argumentação é real e possui efeito prático no cotidiano de algumas instituições de ensino, como pode ser observada através de (CAVAZZANA et al., 2015). Nesse documento, apresenta-se o projeto de implantação de um curso superior na área de Engenharia de Controle e Automação na cidade de Linhares, no interior do Espírito Santo, ofertado gratuitamente pelo governo brasileiro à população por meio do Instituto Federal do Espírito Santo. Tal projeto será executado entre os anos de 2016 e 2021 prevendo ao longo desse tempo um investimento total na ordem de R\$500 mil (aproximadamente US\$160 mil, na cotação atual das moedas) para aquisição de novos equipamentos de laboratório. Sob essa restrição orçamentária, aparelhos muito especializados e de custo elevado possuem baixíssima prioridade de aquisição.

Por outro lado, percebeu-se nos últimos cinco anos o aparecimento de novos equipamentos no mercado global de robôs aéreos, com uma redução significativa no custo

de aquisição e manutenção se comparados aos exemplos citados anteriormente. Alguns desses aparelhos têm se destacado na comunidade científica, provavelmente por serem mais acessíveis, criando novas oportunidades para pesquisas envolvendo testes experimentais com VANTs. Tal observação está alinhada com estudos como o de (RAWAT; MASSIHA, 2004), onde indicadores mostram que o balanceamento entre teoria e prática no ensino de robótica favorece o processo de aprendizagem dos alunos que manifestam maior interesse nos cursos estudados.

No contexto apresentado, os problemas que esta tese de doutorado se propõe em resolver estão relacionados ao projeto de algoritmos especializados na navegação e controle de VANTs pertencentes a uma categoria acessível de robôs aéreos. Assim, acredita-se que as ferramentas apresentadas podem ser mais facilmente aproveitadas dentro dos cursos profissionalizantes da área, possibilitando aos alunos contato com as tecnologias aplicadas nos VANTs e conhecimentos sobre um mercado amplo e inovador. Além disso, diversas habilidades e competências da formação profissional podem ser trabalhadas em paralelo como, por exemplo:

- Controle de processos: os sistemas desenvolvidos auxiliam a realizar rapidamente experimentos de controle, através da aplicação de algoritmos lineares (P, PD e PID) ou outras técnicas para regular a posição e a orientação dos veículos em segurança. Assim, a operação de tais arquiteturas pode ser estudada observando respostas de tempo real obtidas com o VANT;
- Programação de computadores: os códigos utilizam uma linguagem de programação de alto nível, com exemplos diversos da integração do veículo com um computador. Assim, a modificação dos códigos é livre, permitindo a criação de soluções próprias para estações de controle em solo, exercitando habilidades de programação em tópicos avançados que incluem cálculo numérico matricial e outras ferramentas computacionais úteis nas profissões de engenharia;
- Simulação de processos: os dados sensoriais recolhidos pelo sistema de navegação podem ser usados para comparação com simuladores do veículo criados em ambientes virtuais. Ao visualizar a resposta real do VANT em comparação com a simulada, a compreensão dos comportamentos é facilitada.
- Visão computacional: imagens capturadas com as câmeras do veículo auxiliam em testes de processamento e coleta de dados visuais em tempo real. Nos sistemas desenvolvidos, processamento de imagens para detecção de objetos estão presentes nos exemplos e podem ser modificados para fins diferentes.

1.2 Motivação

As motivações para o desenvolvimento dos estudos desta tese de doutorado são, principalmente:

- O crescente potencial do mercado em consumir aplicações e mão-de-obra especializada em VANTs;
- Os desafios tecnológicos envolvidos na construção dos sistemas de navegação e controle, que possuam validade experimental comprovada.

1.3 Objetivos

O objetivo geral desta tese de doutorado é apresentar sistemas computacionais aplicáveis na navegação e no controle de VANTs modernos, além de demonstrar sua validade experimental. As soluções permitem voos autônomos em ambientes interiores e exteriores, para um veículo individualmente ou múltiplos veículos em formação. Para alcançar o objetivo geral, listam-se alguns objetivos específicos:

- Apresentar o projeto de um sistema de navegação para ambientes interiores, baseado na fusão de dados de visão computacional e sensores inerciais;
- Apresentar o projeto de um sistema de navegação para ambientes exteriores, baseado na fusão de dados de GPS (*Global Positioning System*) e sensores inerciais;
- Apresentar uma modelagem matemática simplificada do VANT equipado com piloto automático;
- Apresentar o projeto de sistemas de controle para aplicações em ambientes interiores;
- Apresentar o projeto de sistemas de controle para aplicações em ambientes exteriores;
- Apresentar resultados experimentais que demonstrem a validade dos sistemas propostos.

1.4 Estado da Arte

Esta seção discute alguns dos trabalhos analisados durante os estudos que resultaram nesta tese de doutorado, fornecendo uma visão geral sobre o estado da arte.

Os VANTs são equipamentos que se movimentam através de um conjunto variado de mecanismos e circuitos eletrônicos e sua modelagem matemática pode abranger vários níveis de detalhamento. Geralmente, o modelo dinâmico de um VANT é obtido aplicando

uma interpretação dos movimentos do veículo como os de um corpo rígido no espaço. Assim, o modelo dinâmico pode ser descrito através das equações de Newton-Euler ou do formalismo de Euler-Lagrange (CASTILLO; LOZANO; DZUL, 2005; VALAVANIS; VACHTSEVANOS, 2015). As equações resultantes são usualmente classificadas como um modelo de alto nível (BRANDÃO, 2013), pois empregam sinais de força e torque como entradas de controle. Para que tais sinais sejam reproduzidos em um voo, modelagens adicionais são requeridas para converter os sinais de força e torque em comandos reais do veículo, sejam eles enviados aos motores (BOUABDALLAH; MURRIERI; SIEGWART, 2004) ou através de um rádio controle (CASTILLO; DZUL; LOZANO, 2004).

Em (KENDOUL, 2012; ALVARENGA et al., 2015) há dois grandes levantamentos sobre as principais técnicas de controle aplicadas com VANTs. Os autores informam que há possibilidade de guiar os movimentos através de controle inteligente (lógica *fuzzy*, redes neurais, aprendizado reforçado), técnicas lineares (LQR, H_∞ , PD, PID) e técnicas não lineares baseadas em modelo (saturações aninhadas, linearização por realimentação, controle adaptativo, controle preditivo) além de outras. Embora não haja uma conclusão sobre qual técnica é a mais eficiente, destaca-se que em circunstâncias experimentais os métodos tradicionais como o PID e o LQR estão presentes na maioria dos trabalhos. As principais justificativas para tal predominância são o fato de os VANTs alcançam o sucesso na missões de voo com qualquer uma delas, desde que as devidas considerações estejam aplicadas, mas principalmente devido à ausência de uma métrica eficiente de comparação entre os resultados experimentais. Em termos experimentais, cada grupo de pesquisa avaliado utiliza VANTs diferentes, muitas vezes customizados e, além disso, todos os voos possuem condições diferentes principalmente em ambientes exteriores devido à influência do vento e da localidade geográfica. Portanto, garantir no meio experimental condições suficientes para afirmar que um método de controle é superior a outro representa uma tarefa difícil.

Em termos de sistemas de navegação, os resultados experimentais visualmente mais impressionantes são construídos a partir de sensores de captura de movimento (LUPASHIN et al., 2014). Porém, também há exemplos de soluções obtidas através de algoritmos de fusão sensorial aplicando apenas sensores embarcados nos VANTs (SHEN et al., 2014). Alguns modelos mais modernos de veículos aéreos, possuem *hardware* embarcado de alta qualidade, o que inclui computadores com largo poder de processamento, sensores de varredura a laser, câmeras de profundidade e outros instrumentos que, em conjunto, possibilitam ao veículo assimilar rapidamente leituras sensoriais do entorno e calcular movimentos reação autônoma inclusive em regiões desconhecidas contendo obstáculos (LIU et al., 2016; CHEN; LIU; SHEN, 2016). Um ponto negativo dessa categoria de equipamentos é o seu alto custo associado. Porém, imagina-se que tal situação tende a ser revertida em um futuro próximo, pois nos últimos cinco anos alguns fabricantes tem oferecido equipamentos cada vez mais acessíveis (BRISTEAU et al., 2011), enquanto

pesquisadores têm se esforçado para aplicá-los de maneira cada vez mais eficiente (ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a).

Para aprimorar as noções gerais sobre os conceitos e as tecnologias envolvidos na construção dos veículos aéreos não tripulados, pode-se citar alguns livros de referência. Em (CASTILLO; LOZANO; DZUL, 2005), existem informações sobre técnicas de modelagem e controle aplicadas em diversas arquiteturas diferentes de veículos aéreos, incluindo o PVTOL (do inglês *Planar Vertical Take Off and Landing*), helicópteros, quadrimotores e outros. Trata-se de um dos primeiros trabalhos divulgando uma coletânea de resultados experimentais com VANTs de pequeno porte sendo controlados por computador. Dentre os algoritmos apresentados, destaca-se o uso da técnica denominada saturações aninhadas (do inglês *nested saturation*), usada para prevenir a saturação de atuadores impondo limites aos estados dentro do algoritmo de controle. As teorias apresentadas se demonstram válidas em testes experimentais de tempo real para a regulação da posição e orientação tridimensionais dos veículos.

Em (NONAMI et al., 2010), são compilados diversos resultados experimentais obtidos com robôs aéreos construídos na universidade de Chiba, no Japão. Demonstram-se detalhes técnicos sobre os sensores e equipamentos usados na pilotagem automática dos veículos, incluindo uma discussão sobre alguns dos algoritmos desenvolvidos. Resultados experimentais são demonstrados para helicópteros e quadrimotores, voando guiados por controladores projetados através de técnicas lineares e não lineares. Há um destaque especial para uma metodologia denominada projeto de controladores hierárquicos, onde um estudo detalhado analisa a estabilidade global de controladores em cascata para as translações e orientações dos VANTs, demonstrando que as conexões existentes entre as equações dinâmicas que governam essas variáveis não interferem na estabilidade global do sistema em malha fechada, viabilizando assim o projeto de controladores independentes.

Em (VALAVANIS; VACHTSEVANOS, 2015) é possível encontrar um dos livros mais completos acerca dos veículos aéreos não tripulados. Trata-se de um compilado de trabalhos escritos por diversos especialistas do mundo, sobre praticamente todos os assuntos relacionados aos VANTs. O livro cobre desde conceitos básicos da terminologia da área, passando por teorias de modelagem, controle e simulação, chegando em testes e demonstrações experimentais. Porém, temas pouco discutidos no meio acadêmico, como projeções de mercado, regulação e legislação dos VANTs, implicações éticas e sociais de sua popularização indiscriminada no meio civil, também são discutidas. Não é possível destacar um diferencial específico dessa obra, pois a abordagem é muito ampla, contemplando temas como técnicas de fusão e filtragem sensorial, de controle linear, por linearização de modelos, adaptativo, inteligente e muitos outros, sendo portanto uma importante referência a ser citada.

Em periódicos especializados da área, também se encontram revisões bibliográficas

interessantes. Por exemplo em (CHAO; CAO; CHEN, 2010), apresenta-se uma classe de equipamentos denominada piloto automático, comparando alguns modelos comerciais usados nos VANTs de pequeno porte. Os autores discutem os tipos de algoritmos e circuitos eletrônicos usados na construção dos equipamentos, explicando em termos gerais sua função no auxílio a pilotagem dos veículos modernos.

Em (KENDOUL, 2012) está a revisão mais completa sobre sistemas de direção, navegação e controle dos VANTs. Nesse levantamento, contemplam-se mais de 200 trabalhos publicados entre os anos de 1992 e 2011, cuja discussão é realizada de forma clara e compreensiva, apresentando as principais técnicas usadas na literatura para alcançar o voo automático com os veículos. A terminologia usada nesta tese de doutorado foi inspirada nesse trabalho. No mesmo contexto, em (ALVARENGA et al., 2015) há um levantamento similar, porém focando na implementação dos sistemas de navegação e controle baseados em modelo.

Em (CAI; DIAS; SENEVIRATNE, 2014), os autores apresentam avanços recentes obtidos com tecnologias associadas aos VANTs de pequeno porte e algumas perspectivas de aplicação dos veículos no futuro. O diferencial desse estudo é uma cobertura que vai além dos grupos de pesquisa acadêmicos, mostrando também projetos comerciais usando VANTs em aplicações civis e militares. Os veículos são divididos em categorias de asas fixas, rotativas e oscilantes e classificados de acordo com seu tamanho e aplicação. Apresentam-se dados mais recentes sobre sensores, equipamentos eletrônicos usados na construção de alguns modelos e também há discussão de perspectivas do mercado de aplicação dos veículos.

Em (HOW et al., 2008; MICHAEL et al., 2010; LUPASHIN et al., 2014), estão contidos detalhes técnicos sobre a construção de laboratórios especializados, que utilizam sistemas de captura de movimento para conseguir dados de voo dos robôs aéreos em tempo real. Percebe-se que esse tipo de equipamento é composto por câmeras fixadas estrategicamente no meio experimental conectadas a computadores dedicados de processamento, que proporcionam leituras sobre as posições, velocidades e acelerações tridimensionais com taxas de atualização superiores a 300 Hz e com precisão de alguns décimos de milímetro e de graus para as estimativas de posição e orientação dos veículos (LUPASHIN et al., 2014). Tais características são ideais para testar aplicações com movimentos agressivos em ambientes interiores, pois a realimentação do controle é rápida e confiável. Esses sistemas são aplicados em (HEHN; D'ANDREA, 2011a; MÜLLER; LUPASHIN; D'ANDREA, 2011; RITZ; MUELLER; D'ANDREA, 2012), onde quadrimotores voam enquanto equilibram um pêndulo invertido, fazem malabarismo com bolas de plástico, rebatendo-as como raquetes voadoras e as recolhem de uma queda livre, usando redes de captura movimentadas cooperativamente por múltiplos VANTs. Também há (AUGUGLIARO et al., 2014), onde os veículos são usados para demonstrar sua viabilidade no auxílio à construção de

estruturas e montagem aérea realizada coordenadamente dentro de um espaço de trabalho. Em (MELLINGER; MICHAEL; KUMAR, 2012; TURPIN; MICHAEL; KUMAR, 2012; THOMAS et al., 2015), é possível observar os veículos realizando manobras agressivas em alta velocidade, inclinando-se a ponto de conseguir atravessar janelas estreitas, passar por arcos lançados ao ar, voar próximos um do outro e se empoleirar em superfícies verticais adesivas.

Por outro lado, algumas pesquisas se dedicam em projetar sistemas de navegação e controle, construídos com base apenas em equipamentos embarcados no VANT. Isso permite a aplicação desses robôs em ambientes não estruturados, para navegar ou mapear áreas de forma autônoma. Por exemplo, (WEISS et al., 2013; FAESSLER et al., 2016) descrevem resultados obtidos com sistemas de navegação projetados usando visão computacional monocular, tratando as imagens obtidas com uma câmera de vídeo em conjunto com sensores inerciais para realizar a estimativa de movimentos do veículo. Em (SHEN et al., 2014; BURRI et al., 2015; CHARROW et al., 2015), equipamentos de alta tecnologia são aplicados para explorar e mapear ambientes desconhecidos, através de técnicas de SLAM aplicando fusão sensorial para unir leituras de escaneadores a laser, GPS, câmeras de vídeo estéreo e RGB-D além de outras informações sensoriais para localizar o veículo nesses ambientes. As implementações mais recentes apontam novas possibilidades como aquelas descritas em (LOIANNO et al., 2015), onde os algoritmos de navegação por visão monocular e controle são migrados para dentro de celulares modernos utilizando os processadores, câmeras e sensores inerciais do próprio celular para embarcar uma central de comando no voo junto do VANT e em (LIU et al., 2016; CHEN; LIU; SHEN, 2016), sistemas de direção estão sendo aperfeiçoados para tomada de decisão, reagindo rapidamente à detecção de obstáculos e interferências no caminho do VANT redirecionando sua navegação por regiões livres.

Todas essas aplicações têm contribuído significativamente na evolução experimental dos sistemas de navegação e controle para VANTs, provando que o uso de estratégias eficazes associadas aos equipamentos de tecnologia mais avançada propiciam trazer ao mundo real aplicações com desempenho performático. Em paralelo, a utilização de VANTs mais acessíveis tem crescido na literatura, onde também há resultados experimentais interessantes. Destaca-se que muitas vezes, sob uma perspectiva leiga, tais resultados são visualmente modestos e isso é justificado pelas restrições de resolução, velocidade e confiabilidade que os sensores e equipamentos de baixo custo costumam enfrentar, quando comparados com outros mais avançados tecnologicamente. Portanto, destacam-se alguns desenvolvimentos obtidos especificamente com o mesmo VANT usado nesta tese de doutorado.

Em (BRISTEAU et al., 2011), há a apresentação do VANT AR.Drone como o primeiro veículo de custo acessível, projetado para uso recreativo a aparecer no mercado

global. O trabalho expõe detalhes sobre a engenharia dos sistemas computacionais embarcados no piloto automático do veículo, demonstrando como ele realiza sua integração com usuários iniciantes sem qualquer experiência de pilotagem. Em (KRAJNÍK et al., 2011), esse veículo é defendido como uma plataforma experimental de baixo custo especialmente útil para pesquisas científicas, demonstrando seu uso em aplicações de controle servo-visual de posicionamento e também em tarefas cooperativas com robôs terrestres. Em (LUGO; ZELL, 2014), ferramentas construídas a partir de microcontroladores e computadores de placa única (do inglês *single board computers*) são embarcados nesse veículo, demonstrando sua viabilidade em comandá-lo em tarefas de seguimento de caminhos.

Em (ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a), há um dos principais trabalhos experimentais já documentados utilizando esse VANT, cujo principal resultado é um sistema de navegação construído a partir da fusão sensorial dentro de um EKF (do inglês *Extended Kalman Filter*), entre os dados inerciais do veículo e de visão computacional monocular originados pela aplicação do algoritmo PTAM (do inglês *Parallel Tracking and Mapping*) (KLEIN; MURRAY, 2007). O sistema apresentado é projetado para calcular a pose de uma câmera em um ambiente desconhecido, através de características (do inglês *features*) identificadas nas imagens, em conjunto com um fator de escala estimado inicialmente em um procedimento de calibração e depois através de outras informações sensoriais do VANT. A principal vantagem apresentada pelo sistema de navegação proposto é a independência de uma marcação visual previamente fixada no ambiente, sendo testado em aplicações de controle de posicionamento do veículo, com resultados adicionais de seguimento de trajetórias realizados posteriormente em (MERCADO; CASTILLO; LOZANO, 2015) e também para detecção e navegação entre obstáculos em (ALVAREZ et al., 2016).

Observações adicionais acerca do estado da arte também são apresentadas durante os capítulos seguintes.

1.5 Contribuições da Tese

No decorrer desta tese de doutorado, algumas ideias são apresentadas de forma diferente da literatura, contribuindo em aspectos relacionadas principalmente à implementação dos sistemas de navegação e controle usadas com os VANTs.

Inicialmente, destaca-se que as soluções apresentadas neste trabalho contribuem na popularização do uso de VANTs no meio acadêmico brasileiro, pois as técnicas aplicadas são simples de reproduzir e possuem comprovação experimental realizada através de um material de pesquisa mais acessível. Tal característica contrasta com alguns textos da literatura nacional, que frequentemente propõem métodos cuja validação se restringe a simulações (SOUZA; RAFFO; NETO, 2013; DONADEL et al., 2014), ou que apresenta experimentos realizados através de material pouco acessível (GOMES et al., 2014). Tal

contribuição é reforçada, ao observar que, no meio acadêmico brasileiro, as pesquisas enfrentam alguns entraves que dificultam a importação de equipamentos de pesquisa (SICSÚ; SILVEIRA, 2016). Portanto, usar material acessado mais facilmente, contribui com a divulgação de estudos relacionados as tecnologias dos VANTs.

Em seguida, destaca-se uma contribuição técnica dada pelo sistema de navegação projetado para o uso em ambientes interiores. Tal sistema é proposto usando apenas os sensores que acompanham o VANT, sem custo adicional de construção. O sistema viabiliza experimentos de voo autônomo individual ou em formação, com exemplos apresentados em laboratórios escolares com pouco espaço de trabalho. O sistema de navegação proposto aplica uma técnica de fusão sensorial linear baseada no filtro de Kalman, em contraste com outros trabalhos que aplicam variações não lineares desse filtro (NÜTZI et al., 2011; SHEN et al., 2014; ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a). Como resultado, uma metodologia de implementação simplificada demonstra a viabilidade de aproveitar parte dos resultados de processamento ocorrido no piloto automático do veículo e um algoritmo especialista de visão computacional para estimar os movimentos do veículo. A documentação do método, sua fundamentação teórica, discussão e alguns testes de validação são apresentadas no Capítulo 4.

No sistema de navegação para ambientes exteriores, para cumprir as missões propostas nesta tese foi detectada a necessidade de utilizar um sensor adicional de GPS. Entretanto, o equipamento disponível apresentou atrasos significativos em suas leituras em relação aos demais sensores do veículo. A correção de tal efeito resultou em outra contribuição técnica dada pela modificação de um dos algoritmos apresentados em (BARSHALOM, 2002), para adequação da filtragem sensorial e compensação desses atrasos. O resultado é um algoritmo de fusão baseado em métodos lineares, que corrige os atrasos das leituras do GPS para a realimentação de controle. A discussão completa é apresentada no Capítulo 5.

Na modelagem matemática do VANT, demonstra-se a viabilidade da aplicação de métodos de simplificação para representar o voo de um VANT auxiliado por piloto automático. Essa discussão se inicia no Capítulo 2, onde a fundamentação teórica das simplificações é apresentada, juntamente com uma avaliação experimental do modelo resultante, destacando as limitações observadas nos experimentos. Em seguida, no Capítulo 4, simplificações adicionais são propostas para resultar em uma representação intuitiva do voo auxiliado por piloto automático, especialmente útil no projeto de sistemas de controle. As contribuições estão relacionadas principalmente à demonstração da validade experimental das simplificações realizadas em aplicações tanto de ambientes interiores como exteriores.

Nos sistemas de controle, adota-se uma metodologia única para síntese das leis de controle, através de técnicas de linearização por inversão dos modelos matemáticos. Tal

formato é clássico na literatura e resulta em controladores eficientes, de fácil implementação e ajuste experimental. Os resultados experimentais apresentados comprovam a eficiência das leis de controle em problemas de navegação autônoma de posicionamento, seguimento de trajetórias e voos cooperativos entre múltiplos robôs. Nesse contexto, as principais contribuições dadas são a validação experimental dos controladores projetados, obtidos dos modelos simplificados, a sua análise de estabilidade sob uma perspectiva de sistemas perturbados (KHALIL, 2002), onde os erros de modelagem podem ser interpretados como pequenas perturbações de controle e também a discussão dos efeitos que a saturação dos controladores possui no voo do VANT. Tal discussão é encontrada nos Capítulos 4 e 5.

Em termos comparativos, dois trabalhos auxiliam a destacar as contribuições desta tese de doutorado, pois utilizam o mesmo VANT usado aqui e em aplicações similares. O primeiro deles foi inicialmente publicado em (ENGEL; STURM; CREMERS, 2012) e posteriormente estendido em (ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a), onde um sistema de navegação monocular foi testado, permitindo o controle do posicionamento do VANT através de algoritmos PD. O mesmo sistema de navegação foi utilizado pelo segundo trabalho em destaque (MERCADO; CASTILLO; LOZANO, 2015), porém também permitindo o controle de trajetórias através de técnicas de linearização por inversão de modelo. As soluções descritas nesta tese para os sistemas de navegação e controle, aplicáveis para ambos os problemas em ambientes interiores, utilizam métodos similares, porém a metodologia usada foi apresentada inicialmente em (SANTANA et al., 2014b).

No sistema de navegação utilizado em (ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a; MERCADO; CASTILLO; LOZANO, 2015), não há necessidade do uso de uma marcação visual no ambiente, porém como pode ser conferido pelos resultados apresentados, permite a navegação autônoma de apenas um veículo. Enquanto isso, a solução apresentada aqui requer o uso do artifício de uma marcação visual, porém tal método se mostrou adaptável para voos de formação aérea, conforme resultados de (SANTANA et al., 2014a) e também de formação com robôs terrestres (SANTANA; BRANDÃO; SARCINELLI-FILHO, 2015c), mostrando-se uma solução eficaz para o cálculo em tempo real do posicionamento relativo entre múltiplos veículos.

Outro diferencial importante, são as metodologias adotadas de fusão sensorial. Enquanto a proposta de (ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a) utiliza uma implementação modificada do EKF para unificar as leituras sensoriais, o que requer cálculos adicionais durante sua execução, projetados para lidar com os atrasos provocados pelas comunicações e pela demanda de processamento do PTAM. A proposta apresentada aqui explora uma solução mais simples, demonstrando que uma versão linear do filtro de Kalman para rastreamento de estados é suficiente para permitir boa eficiência experimental.

Para ambientes exteriores, os autores de (ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a; MERCADO; CASTILLO; LOZANO, 2015) alegam que o seu sistema de navegação

também pode ser utilizado. Porém, não é possível identificar neles resultados experimentais da mesma forma que para ambientes interiores. Em contrapartida, os trabalhos (SANTANA; BRANDÃO; SARCINELLI-FILHO, 2015a; SANTANA; BRANDÃO; SARCINELLI-FILHO, 2016b), demonstram a possibilidade de realizar o controle experimental de posicionamento, trajetória e formação entre os VANTs através de um sistema de navegação desenvolvido especificamente para este meio. Destaca-se que o algoritmo PTAM de fato pode ser utilizado em ambientes exteriores, inclusive com VANTs como foi demonstrado em (ACHTELIK et al., 2012). Entretanto, esse trabalho aplica sensores de qualidade superior aos encontrados no AR.Drone.

As contribuições relacionadas a esta tese de doutorado se encontram publicadas em artigos de anais dos congressos nacionais (SANTANA et al., 2014a; SANTANA; BRANDÃO; SARCINELLI-FILHO, 2015c; SANTANA; BRANDÃO; SARCINELLI-FILHO, 2016d; SANTANA; BRANDÃO; SARCINELLI-FILHO, 2016b) e internacionais (SANTANA et al., 2014b; SANTANA; BRANDÃO; SARCINELLI-FILHO, 2015b; SANTANA; BRANDÃO; SARCINELLI-FILHO, 2015a). Há um artigo aceito para publicação em um periódico internacional (SANTANA; BRANDÃO; SARCINELLI-FILHO, 2016c) e outro sendo preparado em (SANTANA; BRANDÃO; SARCINELLI-FILHO, 2016a).

1.6 Estrutura do Trabalho

Esta tese está estruturada em capítulos, conforme a descrição a seguir.

No Capítulo 1, estão contidas informações introdutórias sobre o tema abordado, com a apresentação dos veículos aéreos não tripulados, sua importância no contexto econômico brasileiro e mundial. Em seguida, apresenta-se a definição do problema abordado, demonstrando o estado da arte no uso dos VANTs na literatura ressaltando as contribuições desta tese.

No Capítulo 2, há uma contextualização sobre VANTs modernos, explicando em maiores detalhes o que é um piloto automático incluindo informações sobre modelos comumente aplicados atualmente. São apresentadas observações que ressaltam o custo-benefício das plataformas modernas e como seu uso pode ajudar em pesquisas científicas e no apoio à educação tecnológica no Brasil. São passados dados importantes para o uso experimental de um modelo específico de robô aéreo, destacando quais tipos de informação sensorial se tem acesso e como seus movimentos são controlados.

No Capítulo 3, há uma discussão sobre o funcionamento de um veículo quadrimotor e sua modelagem matemática completa. Ao final do Capítulo, são apresentados métodos de simplificação dos modelos, que resultam em uma representação que pode ser aplicada no controle experimental dos veículos, com destaque para um breve procedimento de validação experimental das simplificações.

No Capítulo 4, são apresentadas as aplicações denominadas de sistemas de navegação e controle desenvolvidas para ambientes interiores, isto é, de laboratório. É realizada uma discussão completa dos algoritmos e vários experimentos demonstram sua aplicabilidade real em problemas de posicionamento, seguimento de trajetórias e formação.

No Capítulo 5, são apresentadas as aplicações denominadas de sistemas de navegação e controle desenvolvidas para ambientes exteriores, isto é, ao ar livre. É realizada uma discussão completa dos algoritmos e vários experimentos demonstram sua aplicabilidade real em problemas de posicionamento, seguimento de trajetórias e formação.

No Capítulo 6, são apresentadas algumas conclusões e indicações de trabalhos futuros através da aplicação das ideias apresentadas nesta tese.

No Apêndice A existe um breve estudo complementar ao Capítulo 2, reunindo informações sobre plataformas experimentais úteis em pesquisa científica com VANTs modernos.

No Apêndice B estão as descrições de experimentos adicionais em complementação aqueles apresentados no Capítulo 5, com o diferencial apenas de serem realizados em altitude mais elevadas.

Finalmente, no Anexo A está uma transcrição das equações matriciais representando um modelo dinâmico completo de um VANT, em complementação ao modelo que é iniciado no Capítulo 3.

2 Os Veículos Aéreos Não Tripulados Modernos e suas Características

Os VANTs representam uma tecnologia em plena ascensão com muitas tendências de aplicação e, conseqüentemente, diversos equipamentos comerciais disponíveis no mercado, úteis tanto para uso em pesquisas acadêmicas como para a comercialização de produtos e serviços (VARELLA, 2014; CAI; DIAS; SENEVIRATNE, 2014; VALAVANIS; VACHTSEVANOS, 2015).

A seleção do material é uma etapa importante e, algumas vezes, até limitadora do desenvolvimento de pesquisas relacionadas ao tema robótica aérea. Portanto, neste capítulo se apresenta um breve estudo de contextualização, levantando aspectos relevantes às características modernas dos veículos aéreos não tripulados, apresentando informações sobre sua construção e operação. Além disso, apresentam-se maiores detalhes técnicos do VANT adotado durante o desenvolvimento desta tese, demonstrando-o como um excelente custo-benefício para solução dos problemas de navegação e controle abordados neste trabalho.

2.1 O VANT Moderno e seu Piloto Automático

Uma das principais justificativas para a recente popularização dos VANTs no meio civil, desde seu uso recreativo até nas aplicações comerciais, é provavelmente a popularização dos sistemas de piloto automático (do inglês *autopilot system*). Tal dispositivo, atualmente comercializado junto com os veículos, possui como função principal auxiliar o operador do VANT em sua pilotagem, tornando-a intuitiva através de voos estáveis. Até pouco tempo atrás esse tipo de tecnologia era mais restrita (CHAO; CAO; CHEN, 2010), o que tornava a pilotagem de aeromodelos uma atividade que exigia mais treinamento dos pilotos do que hoje em dia. Na Figura 4, estão alguns exemplos de VANTs atualmente comercializados com esse tipo de tecnologia.

Em (CHAO; CAO; CHEN, 2010), os autores apresentam um estudo sobre as características comuns aos sistemas de piloto automático usados em VANTs de pequeno porte, classificando-os como a parte central do veículo que é constituída de sensores diversos (câmeras de vídeo, GPS, sensores inerciais, bússolas e outros), unidades centrais de processamento (microcontrolador, microprocessador ou outros) e alguns algoritmos compondo um *firmware* projetado para realizar funções denominadas de baixo nível. Exemplos dessas funções são o comando dos atuadores do veículo, tratamento de dados sensoriais brutos e gerenciamento das comunicações de rede com estações de comando



Figura 4 – Exemplos de modelos comerciais de VANTs de pás rotativas com piloto automático, representados por sua marca e modelo.

Fonte: Adaptado de (ASCTEC, 2016; PARROT, 2016; ERLEROBOTICS, 2016; DJI, 2016a).

solo. Nesse contexto, uma das principais funções do piloto automático é a estabilização da atitude (orientações) do veículo, mantendo-a em equilíbrio através de laços de controle que se modificam apenas para responder aos comando externos de um operador humano.

Em (SULLIVAN, 2006), o autor destaca que estudos sobre este tipo de tecnologia não são recentes, demonstrando que há registros sobre mecanismos de navegação automática para mísseis datados de 1918, introduzidos por pesquisas militares que usavam sensores giroscópicos para realimentar o controle da propulsão dos mísseis, com finalidade de realizar uma trajetória desejada. Décadas mais tarde, com o advento dos semicondutores e da microeletrônica, tais equipamentos evoluíram muito, principalmente em termos de miniaturização e eficiência computacional, até chegar na atualidade com aparelhos que compõem os VANTs modernos. Na Figura 5, apresentam-se alguns modelos de piloto automático conhecidos.

Todos os exemplos da Figura 5 têm a mesma finalidade, que é auxiliar o operador



Figura 5 – Exemplos de modelos comerciais de piloto automático para VANTs.

Fonte: Adaptado de (ARDUPILOT, 2016; ERLEROBOTICS, 2016).

do veículo a controlar seus movimentos, através de comandos simples e intuitivos originados em um rádio transmissor ou aparelho similar. Portanto, a diferença está na qualidade dos sensores e componentes eletrônicos usados na fabricação, das funcionalidades para ambientes interiores, exteriores ou ambos, do acesso ao código fonte, do seu custo de aquisição e de outras peculiaridades de cada fabricante (CHAO; CAO; CHEN, 2010). Destaca-se que este formato é similar a uma arquitetura bastante utilizada em robôs terrestres como, por exemplo, o *Pioneer 3-DX* e o *Pioneer 3-AT* (MOBILEROBOTS, 2006; BRANDÃO, 2008; MARTINS, 2009), nos quais sinais de velocidade linear e angular (comandos de alto nível) podem ser usados para definir os movimentos do veículo, sem demasiada preocupação do operador sobre como os controladores de baixo nível movimentam as rodas do robô.

No caso específico dos VANTs, alguns modelos comerciais de piloto automático modernos utilizam pilhas de código aberto para controlar suas funções de baixo nível. Por exemplo, o piloto automático *Pixhawk* (MEIER, 2016a), é um equipamento que possui sensores e microprocessadores reunidos em uma placa eletrônica e que aceita códigos diferentes, tais como o *PX4* (MEIER, 2016b) ou *ArduPilot* (ARDUPILOT, 2016), para funcionar como piloto automático. Dessa forma, esse tipo de aparelho é preparado para abstrair da categoria de veículo utilizada, podendo ser reconfigurada para diversos modelos diferentes, tais como multirrotores (tri, quadri, hexa e octacópteros), helicópteros, aviões e outros. Na Figura 6 há uma ilustração dos tipos de veículos suportados pelo equipamento citado.

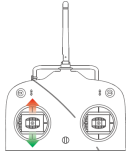
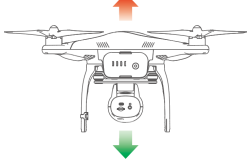
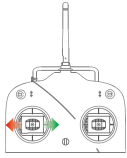
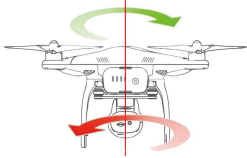
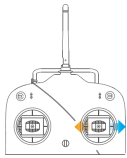
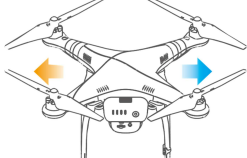
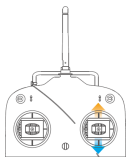
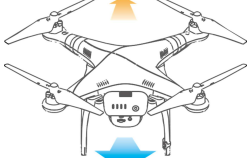
Assim, uma vez configurado, o piloto automático se responsabiliza pelas funções de baixo nível do veículo, que no caso específico dos VANTs de pás rotativas, significa realizar procedimentos de decolagem, pouso, controle da atitude e alguns movimentos adicionais do veículo. O resultado mais importante disso é um esquema padronizado de pilotagem para todos os veículos multirrotores e helicópteros, conforme resumido na Tabela 1. Assim, o operador passa a comandar o VANT no espaço usando apenas quatro comandos.



Figura 6 – Tipos de veículos configuráveis com o *ArduPilot*.

Fonte: (ARDUPILOT, 2016).

Tabela 1 – Esquema geral de pilotagem de VANTs de pás rotativas equipados com piloto automático.

Comando de Controle	VANT	Função Executada
		Propulsão vertical: utilizada para ganhar ou perder altitude, conforme indicação na imagem. Tal movimento é executado com velocidade linear vertical controlada pelo piloto automático. Usualmente há um parâmetro de configuração para velocidade vertical máxima que é atingida. O veículo mantém sua altitude se o potenciômetro estiver no meio do trajeto.
		Guinada: utilizada para controle de leme, ou orientação de guinada em sentido horário e anti-horário, conforme indicação da imagem. Tal movimento é executado com velocidade angular controlada pelo piloto automático. Usualmente há um parâmetro de configuração para velocidade angular máxima que é atingida. O veículo mantém sua orientação se o potenciômetro estiver no meio do trajeto.
		Rolagem: utilizada para controlar ângulo de rolagem. Tal movimento é executado com posição angular controlada pelo piloto automático. Usualmente há um parâmetro de configuração para o ângulo de inclinação máximo que é atingido. O veículo mantém esta orientação em 0° se o potenciômetro estiver no meio do trajeto. Esta inclinação ocasiona movimento lateral do veículo.
		Arfagem: utilizada para controlar ângulo de arfagem. Tal movimento é executado com posição angular controlada pelo piloto automático. Usualmente há um parâmetro de configuração para o ângulo de inclinação máximo que é atingido. O veículo mantém esta orientação em 0° se o potenciômetro estiver no meio do trajeto. Esta inclinação ocasiona movimento longitudinal do veículo.

Fonte: Adaptado de (DJI, 2016b).

2.2 O Quadrimotor AR. Drone 2.0

Devido à grande oferta de VANTs comerciais de diversos tamanhos, modelos e preços diferentes, construir um veículo para fins de pesquisa e testes não é mais uma prática comum, como era tempos atrás, conforme exemplos em (HOFFMANN et al., 2004; KENDOUL; YU; NONAMI, 2010). Veículos comerciais são facilmente substituíveis, o que é uma característica importante em trabalhos experimentais. Nesse contexto, esta seção apresenta uma visão geral do robô aéreo adotado nesta tese de doutorado, destacando seu custo-benefício como motivação principal de uso nesse trabalho.

O VANT adotado é o AR.Drone 2.0 (PARROT, 2016) ilustrado na imagem da Figura 7, juntamente com os sistemas de coordenadas usados para fins de controle do veículo. Segundo (BRISTEAU et al., 2011), esse é um veículo não tripulado de pás rotativas originado de um projeto que sua fabricante, a francesa Parrot, iniciou em 2004. O projeto resultou no AR.Drone 1.0, amplamente comercializado no mundo desde 2010, cuja proposta inicial era de ser um brinquedo de última geração, para consumo doméstico de entretenimento. O sucesso do lançamento desse foi sem precedentes na história, levando a Parrot a comercializar até o final de 2013 cerca de 500 mil unidades do VANT (CAI; DIAS; SENEVIRATNE, 2014), que também se popularizou rapidamente no meio acadêmico (KRAJNÍK et al., 2011; ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a).

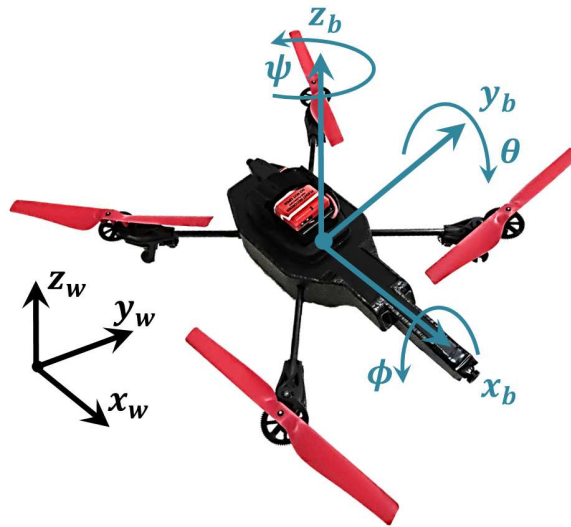


Figura 7 – O quadrimotor Parrot AR.Drone 2.0 e seu módulo de GPS. Sistemas de coordenadas adotados para controle: global $\langle w \rangle$ e do corpo do veículo $\langle b \rangle$, com origem fixada no centro de massa.

Em (PISKORSKI et al., 2012), demonstram-se detalhes técnicos desse veículo, mostrando como ele pode ser controlado remotamente por uma conexão wi-fi com celulares. Além disso, explica-se sua construção contando com um piloto automático constituído por sensores inerciais (acelerômetros e giroscópios), bússola construída com magnetômetros, uma câmera frontal e uma inferior, um computador de bordo (com processador Cortex A8 de 1,00 GHz e 1GB de memória RAM, rodando um sistema operacional Linux), placas eletrônicas de gerenciamento de energia e rede de comunicação, através da qual o AR.Drone recebe seus comandos de movimento.

Assim como outros modelos de VANT, a pilotagem do AR.Drone é realizada de forma idêntica ao esquema da Tabela 1. Entretanto, o veículo dispensa o uso de um rádio controle, que é substituído por um aplicativo de celular, conforme ilustração da Figura 8. Assim, procedimentos cruciais de voo tais como decolagem, pouso, controle da altitude, da atitude e da movimentação do veículo passam a ser comandados por botões e manetes virtuais (BRISTEAU et al., 2011; PISKORSKI et al., 2012).

Essa interface virtual é uma característica marcante dos VANTs da Parrot e representa uma imensa vantagem sobre outras plataformas similares no desenvolvimento de aplicativos computacionais para esses veículos. Tal argumento se deve ao fato do código fonte usado na construção do aplicativo de comandos do VANT ser liberado para consulta (PISKORSKI et al., 2012). Assim, é possível entender facilmente os protocolos de comunicação usados para acessar as informações do piloto automático do veículo.

É importante destacar que os programas implementados dentro do piloto automático do veículo são proprietários do fabricante. Isto é, os códigos usados pela Parrot no controle dos atuadores, no tratamento dos dados sensoriais, no gerenciamento da rede sem fio



Figura 8 – Aplicativo de celular demonstrando as manetes virtuais utilizadas no controle manual do AR.Drone 2.0.

Fonte: Adaptado de (OM, 2014).

e em outras funções de baixo nível são indisponíveis. Ainda assim, os dados que têm acesso liberado facilitam a integração computacional desse veículo a uma estação digital de controle em solo. Outras características ajudam na recomendação desse VANT para pesquisas experimentais, conforme pode ser visto na Tabela 2.

Tabela 2 – Prós e contras do VANT AR.Drone 2.0.

PRÓS	CONTRAS
<ul style="list-style-type: none"> • Custo reduzido; • Robusto em quedas; • De fácil acesso no Brasil e no mundo; • Fácil de controlar desde computadores operando como estação em solo. 	<ul style="list-style-type: none"> • Pouca massa, susceptível a efeitos externos como rajadas de vento. Pode ser amenizado por controladores de voo robustos; • Baixo alcance da rede sem fio. Pode ser melhorado usando roteadores para extensão do alcance; • Sensores de menor custo, com qualidade da informação limitada. Pode ser melhorado com tratamento adicional aos dados disponíveis; • Baixa capacidade de carga a bordo. Não pode ser melhorado.

No levantamento realizado durante este trabalho, o AR.Drone 2.0 foi o único VANT comercial encontrado capaz de oferecer integração computacional associada a uma tecnologia embarcada suficiente para realização de voos em ambientes interiores e exteriores (este trabalho apresenta voos individuais e em formação em ambos os cenários) por menos de US\$ 450. Portanto, esse veículo pode ser caracterizado uma plataforma experimental mais acessível para pesquisas científicas, cujas principais características negativas possuem solução prática viável.

No Apêndice A, apresenta-se o levantamento de alguns outros modelos de VANTs comerciais da atualidade com características similares as do AR.Drone. Destaca-se que apesar da grande quantidade de veículos disponíveis, nem todos possuem custo acessível ou podem ser facilmente encontrados no mercado para comercialização. Também vale lembrar que a facilidade de integração computacional que a plataforma oferece, o custo de

manutenção das peças e baterias são fatores importante a se considerar ao selecionar um modelo. Portanto, em tais circunstâncias levantadas o custo-benefício do AR.Drone 2.0 se mostra muito atraente em relação ao de outras plataformas similares pesquisadas.

2.3 Integração Computacional do AR.Drone 2.0

Uma característica importante desse quadrimotor é sua facilidade de integração com dispositivos digitais, utilizando para isso apenas uma conexão de rede sem fio wi-fi. A seguir, destacam-se algumas ferramentas computacionais gratuitas que são conhecidas por auxiliar nessa função do AR.Drone 2.0.

A primeira ferramenta computacional que vale mencionar é denominada Parrot SDK (PISKORSKI et al., 2012). Trata-se de um código fonte liberado pelo fabricante do VANT como exemplo de integração, que utiliza linguagem de programação C/C++. Originalmente preparados para funcionar em computadores com sistemas operacionais Linux, nos códigos há exemplos de implementação dos protocolos de comunicação do VANT, demonstrando como executar a leitura dos dados sensoriais, das imagens das câmeras de vídeo e também do envio de comandos de movimento. O principal aspecto positivo dessa ferramenta é o acesso livre aos códigos, porém sua organização é de difícil compreensão, tornando seu uso uma tarefa para programadores experientes.

Outras ferramentas computacionais surgiram a partir do SDK oficial, tornando-se especialmente úteis em pesquisas acadêmicas ao incorporar uma melhor organização dos códigos de exemplo e uma documentação adicional para usuários menos experientes. Dentre elas, merecem destaque as ferramentas criadas sobre o *Robot Operating System* (ROS) (QUIGLEY et al., 2009), tais como o *ardrone_autonomy* (MONAJJEMI; AL., 2015) e o *tum_ardrone* (ENGEL; STURM; CREMERS, 2014b), que incorporam os códigos e protocolos de comunicação do AR.Drone a outras ferramentas do ROS.

O ROS pode ser resumido como um ambiente de compartilhamento de soluções computacionais prontas para aplicações com robôs. Nele os códigos são distribuídos com um alto nível de abstração, possibilitando a invocação rápida de aplicações, sem que o seu usuário tenha preocupações com aspectos teóricos relacionados a implementação dos algoritmos. Bons exemplos de aplicações utilizadas com VANTs são o PTAM e o EKF, ambos aplicados em (ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a). Tais características fizeram com que o ROS ganhasse grande atenção da comunidade científica nos últimos anos, avançando consideravelmente rápido em seu desenvolvimento a partir das diversas contribuições de seus usuários. Em relação ao AR.Drone, os únicos aspectos negativos que podem ser apontados dessas ferramentas são sua dependência exclusiva do sistema operacional Linux, exigindo uma ambientação prévia sobre sua operação para um usuário novo e nos trabalhos conhecidos, as ferramentas apresentam demonstrações de soluções de

voo apenas de ambientes interiores, sem resultados expressivos para ambientes exteriores.

Finalmente, a última ferramenta é o CV Drone (= *OpenCV* + *AR.Drone*) (PUKU0X, 2013), que apresenta todas as funcionalidades do SDK oficial acrescida de melhorias muito úteis. Trata-se de um conjunto de códigos escritos em linguagem C/C++, já pré-compilados que permitem integração computacional com o VANT, a partir de sistemas operacionais Linux, Mac OS X ou Windows. Assim, em apenas alguns instantes é possível executar os exemplos que fazem o AR.Drone voar controlado por um computador. O código é bem organizado e contém vários exemplos de como comandar os movimentos do veículo, como ler seus dados sensoriais e exibir as imagens capturadas das câmeras. Além disso, a ferramenta possui incorporada no seu código a biblioteca OpenCV, bastante útil no processamento das imagens das câmeras do veículo e na execução de operações matemáticas de álgebra linear. Tais característica tornam o CV Drone especialmente útil àqueles usuários com pouca experiência na pilotagem do veículo e na programação de computadores. Portanto, essa ferramenta se mostra uma escolha interessante para os objetivos desta tese, uma vez que pode ser mais facilmente manipulada por alunos com pouco treinamento. Como aspecto negativo, destaca-se que o CV Drone possui uma comunidade reduzida de programadores, quando comparada a do ROS. Porém, com os resultados obtidos neste trabalho, demonstra-se sua eficiência no desenvolvimento de sistemas de navegação e controle de ambientes interiores e exteriores.

2.3.1 Dados Sensoriais do AR.Drone 2.0

Através de seus protocolos de comunicação, é possível requisitar do piloto automático do AR.Drone o resultado do seu processamento sensorial. Neste trabalho, os sinais sensoriais são referenciados nos sistemas de coordenadas da Figura 7 e organizados como

$$\mathbf{s} = \begin{bmatrix} z & v_x & v_y & v_z & \phi & \theta & \psi & lat & lng \end{bmatrix}^T,$$

onde

- ϕ , θ e ψ representam os ângulos de Euler (atitude) do AR.Drone (em radianos), referenciados no sistema de coordenadas global;
- z representa a altitude do VANT (em metros), relativa ao solo abaixo dele. A superfície do solo é considerada plana e a informação já é compensada da influência das inclinações ϕ e θ sobre z ;
- v_x , v_y e v_z representam as velocidades lineares desenvolvidas pelo veículo (em metros/segundo), relativas aos eixos x_b , y_b e z_b ;
- lat e lng representam os valores de latitude e longitude (em graus), obtidos do GPS e referenciados no sistema de coordenadas *North, East, Down* (NED), que não está representado na Figura 7.

Imagens das câmeras de vídeo também ficam acessíveis. Informações adicionais sobre como esses sinais são obtidos existem em (PISKORSKI et al., 2012) e (BRISTEAU et al., 2011).

2.3.2 Controle de Movimento do AR.Drone 2.0

É possível comandar os movimentos do AR.Drone através de um protocolo específico, onde o trajeto das manetes virtuais é convertido em sinais normalizados, representando um percentual do movimento desejado sendo passado como referência ao piloto automático, nos graus de liberdade descritos na Tabela 1. Assim, tais sinais são aqui representados no vetor de controle

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} u_z & u_\phi & u_\theta & u_\psi \end{bmatrix}^T \in [-1.0, +1.0],$$

sendo que

- u_z representa um comando de deslocamento linear sobre o eixo z_w ;
- u_ϕ representa um comando de inclinação de rolagem, que indiretamente ocasiona um deslocamento sobre o eixo y_b ;
- u_θ representa um comando de inclinação de arfagem, que indiretamente ocasiona um deslocamento sobre o eixo x_b ;
- u_ψ representa um comando de velocidade angular em torno do eixo z_w .

Todos estes movimentos são limitados na prática e é possível configurar esses limites através de parâmetros usados pelo piloto automático, definidos como

- \dot{z}_{\max} estabelece a velocidade vertical máxima, em metros por segundo, alcançada com um comando u_z . Valores permitidos pelo fabricante $0,2 \leq \dot{z}_{\max} \leq 2,0$ m/s. O valor padrão inicial é $\dot{z}_{\max} = 0,7$ m/s;
- $\dot{\psi}_{\max}$ representa a velocidade angular máxima, em radianos/segundo, alcançada com um comando u_ψ . Valores permitidos pelo fabricante $0,7 \leq \dot{\psi}_{\max} \leq 6,11$ rad/s. O valor padrão inicial é $\dot{\psi}_{\max} = 1,75$ rad/s;
- ϕ_{\max} e θ_{\max} representam a posição angular máxima, em radianos, alcançada com os comandos u_ϕ e u_θ . Ambos configurados em uma mesma variável com valores permitidos pelo fabricante $0,0 \leq (\phi_{\max}, \theta_{\max}) \leq 0,52$ rad. O valor padrão inicial é $(\phi_{\max}, \theta_{\max}) = 0,2$ rad;

Neste capítulo foram apresentadas algumas características em comum de todos os veículos aéreos não tripulados modernos, dentre as quais destacou-se a presença do

piloto automático nos VANTs. Tal equipamento além de realizar funções de baixo nível, auxilia na estabilização do veículo e, em alguns casos, seu resultado de processamento pode ser aproveitado a partir de ferramentas adequadas de integração computacional. Em particular, discutiu-se tal possibilidade com o veículo AR.Drone que, uma vez conectado a computador, permite acesso de leitura a seus dados sensoriais e também o comando de seus movimentos. Tais funções serão aproveitadas nos capítulos posteriores, facilitando a programação dos sistemas de navegação e controle para os voos automáticos realizados com esse robô.

3 Modelagem Matemática do VANT

Neste capítulo, é discutida a modelagem matemática de um VANT quadrimotor, comumente utilizada para representação do seu voo. O equacionamento é obtido a partir de métodos clássicos da literatura que em seguida é simplificado e testado experimentalmente, considerando a existência do piloto automático embarcado na aeronave. O principal resultado é uma representação mais simples da dinâmica de voo, especialmente útil no projeto de controladores para qualquer veículo multirotor possuindo um piloto automático.

3.1 Princípio de Funcionamento do Quadrimotor

O princípio de funcionamento de VANTs multirotores é baseado na distribuição simétrica de atuadores, formados por motores elétricos e hélices (pás), em torno do corpo do veículo. No caso do quadrimotor, quatro atuadores são fixados em uma estrutura rígida, conforme ilustração da Figura 9.

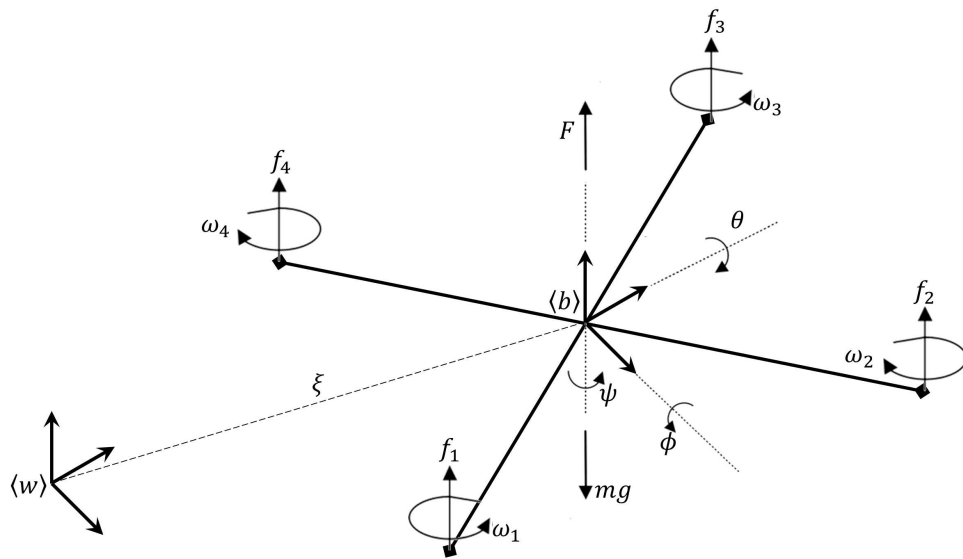


Figura 9 – Esquema de funcionamento de um quadrimotor.

Fonte: Adaptado de (RAFFO; ORTEGA; RUBIO, 2010).

Como se pode verificar no esquema, há dois atuadores opostos que giram em sentido horário, enquanto os outros dois giram em sentido anti-horário. Com o veículo em operação, cada rotor gira a uma determinada velocidade angular ($\omega_{1...4}$), gerando uma força de propulsão ($f_{1...4}$) vinculada a esta velocidade, com os sentidos indicados na ilustração. Dessa forma, a interação dessas forças é o que governa a movimentação tridimensional da aeronave, sendo o sinal F uma representação da força de propulsão total, produzida pelos quatro rotores simultaneamente, enquanto mg representa o peso do veículo. Na ilustração

da Figura 10, é possível verificar como a variação da velocidade dos motores provoca os movimentos do veículo.

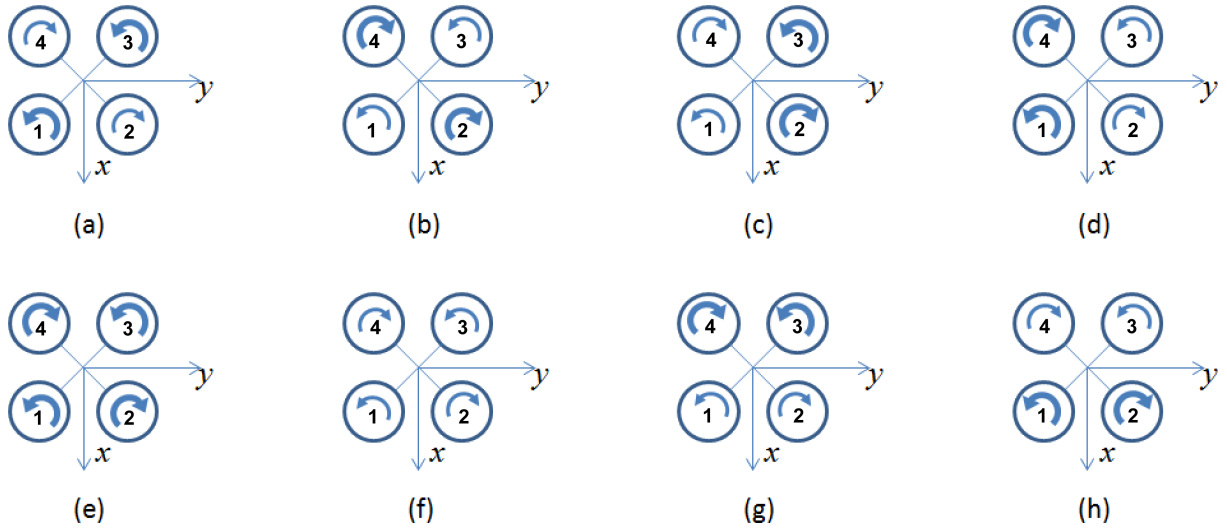


Figura 10 – Ilustração do movimento do quadrimotor obtido pelas variações de velocidade angular dos rotores. (a) Guinada no sentido anti-horário, (b) Guinada no sentido horário, (c) Rolagem no sentido anti-horário (d) Rolagem no sentido horário, (e) Movimento vertical de decolagem, (f) Movimento vertical de aterrissagem, (g) Arfagem no sentido anti-horário, (h) Arfagem no sentido horário.

Fonte: Adaptado de (BRANDÃO, 2013).

Nos trabalhos de referência (BOUABDALLAH; MURRIERI; SIEGWART, 2004; CASTILLO; LOZANO; DZUL, 2005; HOFFMANN et al., 2007; RAFFO; ORTEGA; RUBIO, 2010; MICHAEL et al., 2010; NONAMI et al., 2010; BANGURA; MAHONY, 2012; BRANDÃO, 2013; VALAVANIS; VACHTSEVANOS, 2015), pode-se observar que a modelagem de um VANT quadrimotor pode agregar vários níveis de detalhamento sobre os mecanismos, incorporando desde representações do movimento de um corpo rígido, até modelos dos atuadores e de efeitos aerodinâmicos presentes em voos reais. Portanto, o desenvolvimento a seguir é baseado principalmente em (CASTILLO; LOZANO; DZUL, 2005; RAFFO; ORTEGA; RUBIO, 2010; BRANDÃO, 2013) e utilizado para contextualizar as simplificações apresentadas em seguida.

3.2 O Modelo Cinemático do VANT

O modelo cinemático do VANT descreve seu movimento em função das velocidades lineares e angulares em relação aos sistemas de coordenadas definidos para o veículo. Para construção dos modelos, considera-se o conjunto de coordenadas globais referenciados em $\langle w \rangle$ como $\mathbf{q} = [\xi^T \ \eta^T]^T \in \mathbb{R}^6$, com $\xi = [x \ y \ z]^T \in \mathbb{R}^3$ sendo definidos deslocamento longitudinal, lateral e normal, e $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T \in \mathbb{R}^3$ sendo os ângulos de rolagem, arfagem e guinada.

Segundo (RAFFO; ORTEGA; RUBIO, 2010), este modelo pode ser obtido separadamente para movimentos lineares e angulares. Dessa forma, para obter o modelo cinemático para as velocidades lineares, define-se o vetor $\mathbf{V}_b = [v_x \ v_y \ v_z]^T$, contendo as velocidades desenvolvidas pelo veículo em $\langle b \rangle$. Logo, as velocidades globais podem ser obtidas como

$$\dot{\xi} = \mathcal{R} \mathbf{V}_b, \quad (3.1)$$

onde \mathcal{R} é uma matriz de rotação obtida na sequência de eixos XYZ, como

$$\mathcal{R} = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix}. \quad (3.2)$$

onde $s(\cdot)$ e $c(\cdot)$ são equivalentes a $\sin(\cdot)$ e $\cos(\cdot)$.

As velocidades angulares globais podem ser obtidas definindo o vetor $\Omega = [p \ q \ w]^T$ contendo as velocidades angulares em $\langle b \rangle$ e aplicando

$$\dot{\eta} = W_\eta^{-1} \Omega, \quad (3.3)$$

onde W_η é uma matriz antissimétrica dada por

$$W_\eta = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}. \quad (3.4)$$

3.3 O Modelo Dinâmico do VANT

O modelo dinâmico de um VANT é uma representação mais completa de sua operação, descrita em função das forças e torques sobre o corpo do veículo. Em (BRANDÃO, 2013), há uma segregação do modelo dinâmico, separando-o nas categorias de baixo nível e de alto nível, conforme o diagrama de blocos da Figura 11, melhor detalhados na sequência.

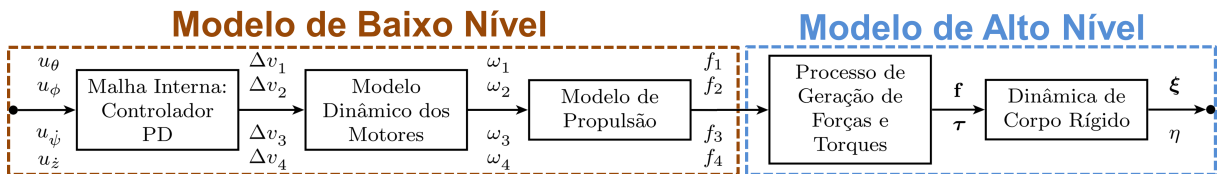


Figura 11 – Diagrama de blocos com camadas do modelo dinâmico do VANT.

Fonte: Adaptado de (BRANDÃO, 2013).

3.3.1 O Modelo Dinâmico de Baixo Nível

Esta parte do modelo dinâmico do VANT representa, em termos gerais, a forma na qual um sinal real de controle do VANT (\mathbf{u}) se converte nas forças de propulsão geradas por cada atuador do quadrimotor ($f_{1...4}$) em seus quatro propulsores.

O primeiro bloco da Figura 11, refere-se a uma malha interna de controle Proporcional-Derivativo (PD), supondo esta uma representação de controladores internos ao piloto automático, lidando com entradas mapeadas através dos sinais \mathbf{u} . As entradas do bloco PD são definidas como os valores desejados para o ângulo de arfagem θ_d , ângulo de rolagem ϕ_d , taxa de guinada $\dot{\psi}_d$ e taxa de elevação vertical \dot{z}_d e sua relação com \mathbf{u} que estão normalizados entre $\pm 1, 0$. Assim, para a determinação de um valor desejado de rolagem, por exemplo, faz-se $\phi_d = u_\phi \phi_{\max}$, onde ϕ_{\max} determina o ângulo máximo de inclinação configurado no piloto automático. Uma análise similar pode ser realizada para os demais sinais de controle.

Como saída, o bloco PD apresenta variações de tensão ($\Delta v_{1,...,4}$) usadas para alteração das velocidades angulares dos motores. Assim, este bloco é definido como

$$\begin{bmatrix} \Delta v_1 \\ \Delta v_2 \\ \Delta v_3 \\ \Delta v_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & -1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \\ -1 & 1 & -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_{d\phi} \ddot{\tilde{\phi}} + k_{p\phi} \dot{\tilde{\phi}} \\ k_{d\theta} \ddot{\tilde{\theta}} + k_{p\theta} \dot{\tilde{\theta}} \\ k_{d\psi} \ddot{\tilde{\psi}} + k_{p\psi} \dot{\tilde{\psi}} \\ k_{dz} \ddot{\tilde{z}} + k_{pz} \dot{\tilde{z}} \end{bmatrix}, \quad (3.5)$$

onde $\tilde{\phi} = \phi_d - \phi$ é o erro de rolagem existente entre o valor desejado e o valor corrente da variável. Similarmente, tem-se os erros de arfagem $\tilde{\theta}$, da taxa de variação da guinada $\dot{\tilde{\psi}}$ e da taxa de variação de altitude $\dot{\tilde{z}}$. As constantes k_{pi} e k_{di} são parâmetros do modelo representando os ganhos proporcionais e derivativos do bloco inicial do controlador de baixo nível da aeronave.

O segundo bloco do diagrama considera a modelagem dos motores. No geral os aeromodelos utilizam o motor sem escovas (*brushless*), cujo modelo é considerado idêntico ao de um motor CC convencional. Assim, individualmente se tem que

$$v_m = L_m \frac{di_a}{dt} + R_m i_a + v_b, \quad (3.6)$$

onde v_m representa a tensão aplicada ao motor, L_m e R_m representam a indutância e a resistência do motor, i_a é a corrente de armadura e v_b é a força contra-eletromotriz, dada por

$$v_b = k_b \omega_m, \quad (3.7)$$

onde k_b é uma constante do motor, considerando o fluxo do campo magnético Φ constante e ω_m é a velocidade angular desenvolvida pelo motor.

Considerando que o motor está conectado ao rotor através de uma relação de engrenagens, a equação da inércia rotacional é dada por

$$J_m \frac{d}{dt} \omega_m + B_m \omega_m = \tau_m - \frac{\tau_l}{r}, \quad (3.8)$$

onde J_m é o momento de inércia do eixo do motor, B_m representa um termo dissipativo, r é a relação de engrenagens e τ_l é o torque de carga. Em adição, o torque produzido no eixo no motor é dado por

$$\tau_m = k_m i_a, \quad (3.9)$$

onde k_m também é uma constante do motor.

Considerando que a constante de tempo elétrica é muito menor que a mecânica, i.e., $\frac{L_m}{R_m} \ll \frac{J_m}{B_m}$, ao associar (3.6), (3.7), (3.9) e (3.8), tem-se

$$v_m = \frac{R J_m}{k_m} \frac{d}{dt} \omega_m + \left(\frac{R B_m}{k_m} + k_b \right) \omega_m + \frac{R}{r k_m} \tau_l. \quad (3.10)$$

O terceiro bloco é o modelo de propulsão que, conforme discutido em (KONDAK et al., 2007; BANGURA; MAHONY, 2012; VALAVANIS; VACHTSEVANOS, 2015), pode ser aproximado por

$$f = C_f \omega_m^2, \quad (3.11)$$

$$\tau_l = C_\tau \omega_m^2 \quad (3.12)$$

onde C_f e C_τ são parâmetros aerodinâmicos dependentes da construção do rotor, que se assume constantes em alguns trabalhos.

Finalmente, a relação entre v_m e ω_m apresentada em (3.10) é completada, observando que cada um dos motores do veículo é comandado por $v_m = v_o + \Delta v_m$, onde v_o representa uma tensão de referência necessária para que a aeronave execute um voo pairado. Em outras palavras, v_o representa a tensão utilizada por cada motor, para compensar uma força de propulsão f_o equivalente ao peso do quadrimotor ($f_o = \frac{mg}{4}$).

Em (BRANDÃO, 2013), apresenta-se a Tabela 3 contendo os parâmetros do modelo de baixo nível, obtidos de forma empírica, comparando-se a simulação do modelo aos sinais sensoriais coletados experimentalmente. Destaca-se que usualmente na literatura, o procedimento de identificação experimental do modelo de baixo nível exige o uso de sensores e mecanismos adicionais ao veículo para capturar as informações sobre as forças de propulsão e torques (ELSAMANTY et al., 2013; LI, 2014), porém tais artifícios não foram utilizados em (BRANDÃO, 2013) por falta de material adequado.

3.3.2 O Modelo Dinâmico de Alto Nível

Esta parte do modelo dinâmico do VANT compreende equações representando o resultado da ação conjunta das forças de propulsão de cada atuador ($f_{1..4}$) sobre o corpo do veículo.

Tabela 3 – Parâmetros do modelo dinâmico de baixo nível.

$k_{p\phi} = k_{p\theta} = 10 \text{ [V/rad]}$	$k_{p\psi} = 15 \text{ [V/rad]}$	$k_{pz} = 15 \text{ [V/m]}$
$k_{d\phi} = k_{d\theta} = 1,0 \text{ [V} \cdot \text{s/rad]}$	$k_{d\psi} = 0,01 \text{ [V} \cdot \text{s/rad]}$	$k_{dz} = 0,01 \text{ [V} \cdot \text{s/m]}$
$r = 8,5$	$R = 8,214 \text{ [}\Omega\text{]}$	$J_m = 2,8 \cdot 10^{-8} \text{ [kg} \cdot \text{m}^2\text{]}$
$B_m = 1,06 \cdot 10^{-5} \text{ [N} \cdot \text{m} \cdot \text{s]}$	$K_m = 0,39 \text{ [N} \cdot \text{m/A]}$	$K_b = 8,00 \cdot 10^{-5} \text{ [N} \cdot \text{m/A]}$
$C_f = 1,1429 \cdot 10^{-9} \text{ [N} \cdot \text{s}^2\text{]}$	$C_t = 3,2 \cdot 10^{-11} \text{ [N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2\text{]}$	$\phi_{\max} = 25 \text{ [}^\circ\text{]}$
$\theta_{\max} = 25 \text{ [}^\circ\text{]}$	$\psi_{\max} = 100 \text{ [}^\circ\text{/s]}$	$\dot{z}_{\max} = 0,6 \text{ [m/s]}$

O modelo dinâmico de alto nível do VANT pode ser estabelecido através da formulação de Euler-Lagrange, de modo similar aos trabalhos (CASTILLO; DZUL; LOZANO, 2004; RAFFO; ORTEGA; RUBIO, 2010). Para representação do modelo, a aeronave será considerada como um corpo rígido sujeito à ação de forças e torques externos de onde se pode descrever a função Lagrangiano L , representando a diferença entre a energia total cinética K (translacional e rotacional) e a potencial U ,

$$L = K - U = \frac{1}{2}m\dot{\xi}^T\dot{\xi} + \frac{1}{2}\Omega^T\mathbb{I}\Omega - mgz, \quad (3.13)$$

sendo m a massa do veículo, g é a aceleração gravitacional, z a altitude do veículo e $\mathbb{I} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ o tensor de inércia do corpo rígido definido por (3.14).

$$\mathbb{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}. \quad (3.14)$$

O modelo dinâmico é obtido, satisfazendo a restrição de Euler-Lagrange, dada por

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\mathbf{q}}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \mathbf{q}} = \begin{bmatrix} \mathbf{f} \\ \boldsymbol{\tau} \end{bmatrix}, \quad (3.15)$$

onde $\mathbf{f} = [f_x \ f_y \ f_z]^T \in \mathbb{R}^3$ representam as forças lineares e $\boldsymbol{\tau} = [\tau_\phi \ \tau_\theta \ \tau_\psi]^T \in \mathbb{R}^3$ os torques rotacionais aplicados no corpo rígido e $\mathbf{q} = [\xi^T \ \eta^T]^T$ o conjunto de variáveis generalizadas contendo as posições e orientações.

O vetor de forças \mathbf{f} , neste modelo de alto nível, é interpretado como sendo o sinal de controle translacional que, no quadrimotor, é dado por

$$\mathbf{f} = [f_x \ f_y \ f_z]^T = \mathcal{R} \begin{bmatrix} 0 & 0 & F \end{bmatrix}^T, \quad (3.16)$$

onde \mathcal{R} é a matriz (3.2) e F a força total de propulsão definida como

$$F = \sum_{i=1}^{i=4} f_i, \text{ sendo } f_i = C_{f_i} \omega_i^2 \text{ para } i = 1, \dots, 4. \quad (3.17)$$

De forma similar, o vetor de torques $\boldsymbol{\tau}$, que representa as entradas de controle rotacional do modelo de alto nível, é dado por

$$\boldsymbol{\tau} = [\tau_\phi \ \tau_\theta \ \tau_\psi]^T = \mathcal{A}_{r_q} \begin{bmatrix} f_1 & f_2 & f_3 & f_4 \end{bmatrix}^T, \quad (3.18)$$

onde a matriz \mathcal{A}_{r_q} corresponde aos braços das forças responsáveis por gerar os torques que irão atuar no corpo da aeronave. Para um quadrimotor no formato da Figura 9, tem-se

$$\mathcal{A}_{r_q} = \begin{bmatrix} -k_1 & k_1 & k_1 & -k_1 \\ -k_1 & -k_1 & k_1 & k_1 \\ k_2 & -k_2 & k_2 & -k_2 \end{bmatrix}, \quad (3.19)$$

onde k_1 representa a distância entre a origem do sistema de referências no corpo da aeronave e o ponto onde a força de propulsão é aplicada, e k_2 representa um parâmetro de relação entre o torque e a propulsão gerados por um rotor.

Como no sistema descrito por (3.13) não há uma relação explícita entre $\dot{\xi}$ e $\dot{\eta}$, isto é, não há termos cruzados entre as velocidades translacionais e rotacionais no Lagrangiano, a equação de Euler-Lagrange pode ser dividida em dinâmica translacional ξ e rotacional η .

Sendo assim, o Lagrangiano translacional é dado por

$$L_t = \frac{1}{2}m\dot{\xi}^T\dot{\xi} - mgz = \frac{1}{2}m(\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2) - mgz \quad (3.20)$$

e sua dinâmica, a partir de (3.15), é dada por

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L_t}{\partial \dot{\xi}} \right) - \frac{\partial L_t}{\partial \xi} &= \mathbf{f}, \\ m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} + g \end{bmatrix} &= \mathcal{R} \begin{bmatrix} 0 & 0 & F \end{bmatrix}^T. \end{aligned} \quad (3.21)$$

Enquanto isso, a dinâmica do Lagrangiano rotacional dado por

$$L_r = \frac{1}{2}\Omega^T\mathbf{I}\Omega = \frac{1}{2}\dot{\eta}^TW_\eta^T\mathbf{I}W_\eta\dot{\eta}, \quad (3.22)$$

após aplicar (3.15), é representada por

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L_r}{\partial \dot{\eta}} \right) - \frac{\partial L_r}{\partial \eta} &= \frac{d}{dt} \left[\frac{\partial}{\partial \dot{\eta}} \left(\frac{1}{2}\dot{\eta}^TW_\eta^T\mathbf{I}W_\eta\dot{\eta} \right) \right] - \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{1}{2}\dot{\eta}^TW_\eta^T\mathbf{I}W_\eta\dot{\eta} \right) \\ &= \frac{d}{dt} \left[\frac{\partial}{\partial \dot{\eta}} \left(\frac{1}{2}\dot{\eta}^T\mathbf{M}_r\dot{\eta} \right) \right] - \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{1}{2}\dot{\eta}^T\mathbf{M}_r\dot{\eta} \right) \\ &= \mathbf{M}_r\ddot{\eta} + \dot{\mathbf{M}}_r\dot{\eta} - \frac{1}{2}\dot{\eta}^T\frac{\partial\mathbf{M}_r}{\partial\eta}\dot{\eta} \\ &= \mathbf{M}_r\ddot{\eta} + \mathbf{C}_r(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} = \boldsymbol{\tau}, \end{aligned} \quad (3.23)$$

onde $\mathbf{M}_r \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ e $\underline{\dot{\eta}} \in \mathbb{R}^{9 \times 3}$ são matrizes de simplificação, dadas por

$$\mathbf{M}_r = W_\eta^T \mathbf{I} W_\eta,$$

$$\underline{\dot{\eta}} = \begin{bmatrix} \dot{\eta} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \dot{\eta} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \dot{\eta} \end{bmatrix}.$$

$\mathbf{C}_r(\eta, \dot{\eta}) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ é a matriz rotacional de Coriolis e forças centrípetas, dada por

$$\mathbf{C}_r(\eta, \dot{\eta}) = \dot{\mathbf{M}}_r - \frac{1}{2} \underline{\dot{\eta}}^T \frac{\partial \mathbf{M}_r}{\partial \eta}$$

A derivação completa dos elementos das matrizes que compõem a dinâmica rotacional (3.23) pode ser visto no Anexo A, onde também há uma discussão sobre as propriedades do modelo dinâmico completo para o VANT, obtido organizando as equações da dinâmica translacional (3.21) e rotacional (3.23) em um formato matricial. Os parâmetros deste modelo são definidos conforme valores da Tabela 4 (BRANDÃO, 2013).

Tabela 4 – Parâmetros do modelo dinâmico de alto nível.

$m = 0,380 \text{ [kg]}$	$k_1 = 0,1782 \text{ [m]}$	$k_2 = 0,0290 \text{ [N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2]$
$I_{xx} = 9,57 \cdot 10^{-3} \text{ [kg} \cdot \text{m}^2]$	$I_{yy} = 18,57 \cdot 10^{-3} \text{ [kg} \cdot \text{m}^2]$	$I_{zz} = 25,55 \cdot 10^{-3} \text{ [kg} \cdot \text{m}^2]$
$I_{xy} = 0 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2]$	$I_{xz} = 0 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2]$	$I_{yz} = 0 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2]$

3.4 O Modelo Dinâmico Simplificado de um VANT

A união das Seções 3.3.1 e 3.3.2 resulta em uma modelagem completa do quadrimotor, incorporando grande parte dos efeitos físicos presentes nos mecanismos que compõem a aeronave e, conseqüentemente, utiliza-se para isto uma grande quantidade de equações e parâmetros (ver Tabelas 3 e 4). Nota-se esta mesma característica também em outros trabalhos da literatura (BOUABDALLAH; MURRIERI; SIEGWART, 2004; HOFFMANN et al., 2007; MICHAEL et al., 2010), onde equações similares são usadas como modelo para representação dos VANTs.

O projeto de controladores de voo com esse tipo de modelagem consiste em usar as equações da Seção 3.3.2 para definir os sinais de controle do modelo de alto nível \mathbf{f} e $\boldsymbol{\tau}$ e, em seguida, alimentá-los nas equações do modelo de baixo nível da Seção 3.3.1, para que sejam reversamente transformados nos sinais reais \mathbf{u} . Do ponto de vista didático, considera-se este tipo de abordagem pouco eficiente, pois o entendimento intuitivo sobre o voo do VANT fica prejudicado pela demasiada quantidade de equações e parâmetros que, além disso, potencializam o aparecimento de erros ao longo das sucessivas transformações dos sinais.

Da literatura, percebe-se a possibilidade de obter boa eficiência prática através de representações matemáticas simplificadas do funcionamento de um VANT, sendo que um dos métodos mais relevantes nesse contexto foi apresentado primeiramente em (CASTILLO; DZUL; LOZANO, 2004). A proposta é desenvolver as equações do modelo de alto nível em função das variáveis de estado e realizar transformações nos sinais de entrada, buscando reduzir consideravelmente o tamanho do modelo. Destaca-se que o método citado de simplificação ainda é frequentemente utilizado (NONAMI et al., 2010; KENDOUL; YU; NONAMI, 2010; RAFFO; ORTEGA; RUBIO, 2010; CARRILLO et al., 2015; SANTOS et al., 2016b).

No contexto deste trabalho, o método citado pode ser aplicado através do desenvolvimento da Equação (3.21), reescrevendo-a como

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{F}{m}(\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi \sin \theta) \\ \ddot{y} = \frac{F}{m}(-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \cos \phi \sin \theta) \\ \ddot{z} = \frac{F}{m}(\cos \phi \cos \theta) - g \end{cases} \quad (3.24)$$

Em seguida, inclui-se no modelo uma força de arrasto translacional para os graus de liberdade x e y , resultando em

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{F}{m}(\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi \sin \theta) - C_x \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{F}{m}(-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \cos \phi \sin \theta) - C_y \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{F}{m}(\cos \phi \cos \theta) - g \end{cases} \quad (3.25)$$

onde C_x e C_y são os coeficientes de arrasto, considerados constantes (BOUADI et al., 2007; BANGURA; MAHONY, 2012). Dessa forma, inclui-se no modelo uma representação da força dissipativa que o ar provoca no corpo do veículo em movimento, aproximando o modelo para um comportamento mais realístico (LUUKKONEN, 2011).

Em relação à dinâmica rotacional, a simplificação considera uma transformação nas variáveis de entrada dada por

$$\boldsymbol{\tau} = \mathbf{C}_r(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} + \mathbf{M}_r\ddot{\eta}, \quad (3.26)$$

onde $\ddot{\eta} = [\ddot{\tau}_\phi \quad \ddot{\tau}_\theta \quad \ddot{\tau}_\psi]^T$ são definidas como novas entradas de controle rotacional.

Substituindo (3.26) em (3.23), resulta em $\ddot{\eta} = \ddot{\tau}$. Dessa forma, pode-se reescrever a dinâmica rotacional como um integrador duplo em função apenas das novas entradas

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \ddot{\tau}_\phi \\ \ddot{\theta} = \ddot{\tau}_\theta \\ \ddot{\psi} = \ddot{\tau}_\psi \end{cases} \quad (3.27)$$

A representação das equações dinâmicas do modelo de alto nível de um VANT conforme (3.25) e (3.27), melhora a compreensão intuitiva do voo auxiliado por piloto automático. Note que nesse contexto os movimentos do veículo são controlados pelos sinais de entrada F e $\tilde{\tau}$, que serão denominadas como entradas abstratas do modelo simplificado de alto nível, pois são diferentes das entradas reais.

Portanto, é razoável supor que existe a possibilidade de estabelecer uma relação matemática entre os sinais reais $\mathbf{u} = \begin{bmatrix} u_z & u_\phi & u_\theta & u_{\dot{\psi}} \end{bmatrix}^T$ com os sinais abstratos F e $\tilde{\tau}$. A seguir, apresenta-se uma formalização encontrada para essa relação, demonstrando através de alguns resultados experimentais a sua viabilidade e suas limitações.

3.4.1 O Modelo Dinâmico Simplificado do AR.Drone 2.0

Em (KRAJNÍK et al., 2011), uma hipótese interessante foi levantada para o AR.Drone, onde os autores argumentam sobre a possibilidade de modelar a resposta do veículo respondendo aos seus comandos reais em \mathbf{u} de forma linear, no lugar de lidar com equações tradicionais de modelagem de um quadrimotor. Experimentos de controle servo-visual auxiliam a a eficiência concluir dessa possibilidade, demonstrando sua validade no controle de posicionamento do veículo.

Em (BRISTEAU et al., 2011), encontram-se informações sobre a tecnologia embarcada no piloto automático do AR.Drone. Esse descritivo, corrobora com a hipótese de (KRAJNÍK et al., 2011), pois os pesquisadores divulgam como é implementada a arquitetura de controle a bordo do veículo, demonstrando sua interação com sinais de comando externos e com os sensores embarcados no VANT. Uma ilustração contendo a arquitetura em questão pode ser vista no esquema da Figura 12. Embora o artigo não ofereça muitos detalhes técnicos sobre como os blocos são implementados, deixa-se claro que se tratam de controladores lineares, sintonizados para funcionar sem sobressinal e com tempo de acomodação mínimo.

Adicionalmente, em (PISKORSKI et al., 2012) os autores informam que os comandos de inclinação enviados para esse veículo não afetam sua altitude. Portanto, sabe-se que é possível realizar movimentos laterais e longitudinais com altitude constante.

Levando em consideração as observações de (KRAJNÍK et al., 2011; BRISTEAU et al., 2011; PISKORSKI et al., 2012) é possível propor equações simplificadas para aproximar o comportamento que um determinado grau de liberdade apresenta ao responder a um dos comandos $\mathbf{u} = \begin{bmatrix} u_z & u_\phi & u_\theta & u_{\dot{\psi}} \end{bmatrix}^T$. No contexto deste trabalho, tais equações foram

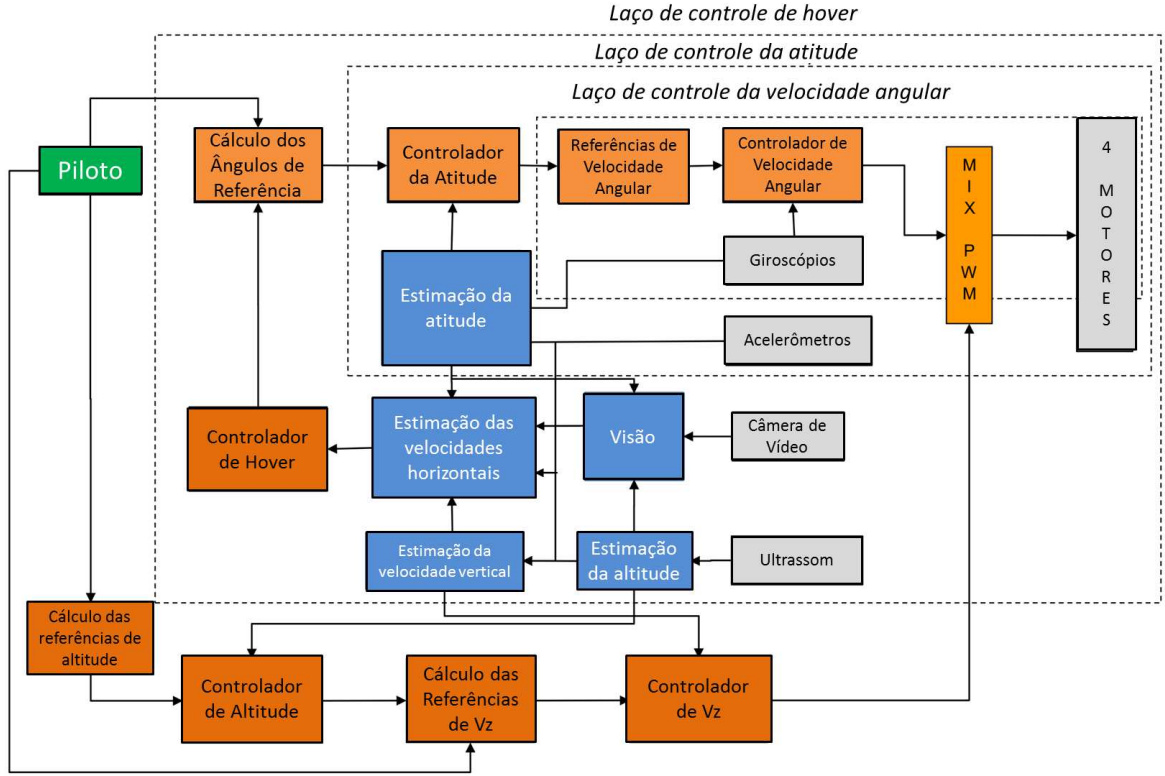


Figura 12 – Arquitetura de controle implementada no piloto automático do AR.Drone 1.0.

Fonte: Adaptado de (BRISTEAU et al., 2011).

escolhidas como sistemas lineares de primeira e segunda ordem, conforme as equações

$$\begin{cases} \ddot{z} = \left(\frac{K_z \dot{z}_{\max}}{\tau_z} \right) u_z - \left(\frac{1}{\tau_z} \right) \dot{z} \\ \ddot{\phi} = K_\phi \omega_\phi^2 \phi_{\max} u_\phi - 2\zeta_\phi \omega_\phi \dot{\phi} - \omega_\phi^2 \phi \\ \ddot{\theta} = K_\theta \omega_\theta^2 \theta_{\max} u_\theta - 2\zeta_\theta \omega_\theta \dot{\theta} - \omega_\theta^2 \theta \\ \ddot{\psi} = \left(\frac{K_\psi \dot{\psi}_{\max}}{\tau_\psi} \right) u_\psi - \left(\frac{1}{\tau_\psi} \right) \dot{\psi} \end{cases} \quad (3.28)$$

Dessa forma, assume-se que a relação matemática existente entre um comando de movimento e o respectivo grau de liberdade pode ser modelada por uma equação linear (KRAJNÍK et al., 2011). Utilizando uma terminologia similar a dos sistemas de controle, os parâmetros das equações (aqui considerados constantes) podem ser interpretados como os ganhos de processo K_ϕ , K_θ , K_z e K_ψ , frequências naturais ω_ϕ e ω_θ , coeficientes de amortecimento ζ_ϕ e ζ_θ e as constantes de tempo τ_z e τ_ψ . Enquanto isso, ϕ_{\max} , θ_{\max} , \dot{z}_{\max} e $\dot{\psi}_{\max}$ representam parâmetros limitadores das orientações de rolagem e arfagem, de velocidade vertical e de guinada, respectivamente. Na Figura 13 há uma representação em diagrama de blocos contendo essas equações descritas no domínio da frequência.

Nesse contexto, essas equações podem ser utilizadas para estabelecer uma equivalência com os sinais abstratos de controle do modelo dinâmico de alto nível do VANT.

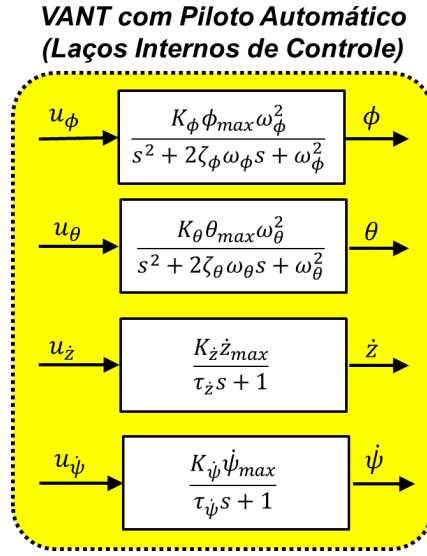


Figura 13 – Diagrama de blocos representando o comportamento aproximado da resposta dos controladores internos do piloto automático do AR.Drone aos comandos de movimento em cada grau de liberdade controlável (equações no domínio da frequência).

Para as entradas abstratas da dinâmica rotacional, a equivalência é observada a partir das Equações (3.27) e (3.28), onde

$$\begin{cases} \tilde{\tau}_\phi \equiv K_\phi \omega_\phi^2 \phi_{\max} u_\phi - 2\zeta_\phi \omega_\phi \dot{\phi} - \omega_\phi^2 \phi \\ \tilde{\tau}_\theta \equiv K_\theta \omega_\theta^2 \theta_{\max} u_\theta - 2\zeta_\theta \omega_\theta \dot{\theta} - \omega_\theta^2 \theta \\ \tilde{\tau}_{\dot{\psi}} \equiv \left(\frac{K_{\dot{\psi}} \dot{\psi}_{\max}}{\tau_{\dot{\psi}}} \right) u_{\dot{\psi}} - \left(\frac{1}{\tau_{\dot{\psi}}} \right) \dot{\psi} \end{cases} \quad (3.29)$$

Enquanto para a entrada abstrata da dinâmica translacional, a equivalência pode ser utilizada a partir do grau de liberdade z nas Equações (3.25) e (3.27), de onde se pode escrever

$$\begin{cases} \ddot{z} = \left(\frac{K_{\dot{z}} \dot{z}_{\max}}{\tau_{\dot{z}}} \right) u_{\dot{z}} - \left(\frac{1}{\tau_{\dot{z}}} \right) \dot{z} \\ F \equiv \frac{\ddot{z}}{\cos \phi \cos \theta} (g + \ddot{z}) \end{cases} \quad (3.30)$$

Finalmente, usando as equivalências das Equações (3.29) e (3.30) no lugar dos sinais abstratos em (3.25) e (3.27), o modelo simplificado resultante fica

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{F}{m} (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi \sin \theta) - C_x \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{F}{m} (-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \cos \phi \sin \theta) - C_y \dot{y} \\ \ddot{z} = \left(\frac{K_{\dot{z}} \dot{z}_{\max}}{\tau_{\dot{z}}} \right) u_{\dot{z}} - \left(\frac{1}{\tau_{\dot{z}}} \right) \dot{z} \end{cases} \quad (3.31)$$

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = K_\phi \omega_\phi^2 \phi_{\max} u_\phi - 2\zeta_\phi \omega_\phi \dot{\phi} - \omega_\phi^2 \phi \\ \ddot{\theta} = K_\theta \omega_\theta^2 \theta_{\max} u_\theta - 2\zeta_\theta \omega_\theta \dot{\theta} - \omega_\theta^2 \theta \\ \ddot{\psi} = \left(\frac{K_{\dot{\psi}} \dot{\psi}_{\max}}{\tau_{\dot{\psi}}} \right) u_{\dot{\psi}} - \left(\frac{1}{\tau_{\dot{\psi}}} \right) \dot{\psi} \end{cases} \quad (3.32)$$

Destaca-se que na Equação (3.31) o sinal abstrato F é mantido nos graus de liberdade x e y para facilitar simplificações realizadas posteriormente no Capítulo 4. Essa representação possui algumas vantagens em relação ao modelo descrito nas Seções 3.3.1 e 3.3.2, sendo as principais:

- A facilidade de aplicação no projeto de controladores;
- A quantidade de parâmetros é reduzida pela metade;
- A relação direta entre as variáveis de estado com os sinais reais de movimento;
- A possibilidade de usar apenas dados sensoriais já disponíveis no veículo, para determinar os parâmetros do modelo sem a necessidade de equipamentos adicionais;
- A possibilidade de supor que a abstração dos sinais de comando de alto nível, permite aplicar esse modelo a qualquer veículo equipado com piloto automático, seja ele um quadrimotores ou não;
- A capacidade de capturar corretamente a maior parte da influência que um comando de movimento possui sobre as variáveis de estado que controla. Destaca-se que embora as equações sejam aproximações, testes experimentais mostraram a capacidade que controladores projetados com base nessas equações têm ao contornar as incertezas durante os voos experimentais.

3.4.2 Avaliação Experimental do Modelo Dinâmico Simplificado do AR.Drone

Para avaliar os modelos descritos em (3.28), apresenta-se a seguir um breve procedimento experimental que foi conduzido para comparar dados reais coletados em voo com dados simulados. Nesse processo, as leituras sensoriais obtidas do veículo, bem como os comandos de movimento enviados para ele foram armazenados durante o voo para posterior análise computacional. Destaca-se que não é foco deste trabalho realizar identificação dos modelos, mas apenas averiguar a possibilidade de utilizar as aproximações descritas em (3.28).

O sinal de teste utilizado foi definido como

$$u_i = 0,5 \sin\left(\frac{2\pi}{T}t\right) + 0,3 \sin\left(\frac{2\pi}{0,2T}t\right),$$

representando a soma de duas senóides variantes no tempo com período determinado por T . Tal sinal é considerado útil pois estimula a resposta do veículo em frequências similares aquelas requisitadas nos problemas de seguimento de trajetórias. Foram realizados oito voos diferentes, duas vezes para cada um dos quatro graus de liberdade comandados por \mathbf{u} , utilizando primeiro $T = 5$ s e depois $T = 7,5$ s para gerar diferentes períodos para u_i .

Assim, para cada voo executado o mesmo sinal de comando enviado ao veículo também é usado para simular a resposta das malhas internas de controle.

Para simulação, os modelos são configurados usando os parâmetros da Tabela 5, dos quais ϕ_{\max} , θ_{\max} , \dot{z}_{\max} e $\dot{\psi}_{\max}$ são configurados diretamente no piloto automático e os demais obtidos por tentativa e erro.

Tabela 5 – Parâmetros usados na simulação do modelo simplificado.

$K_{\phi} = \begin{cases} 1, 0, \text{ se } u_{\phi} \geq 0,5 \\ 2, 0, \text{ caso contrário} \end{cases}$	$K_{\theta} = \begin{cases} 1, 0, \text{ se } u_{\theta} \geq 0,5 \\ 2, 0, \text{ caso contrário} \end{cases}$
$K_{\dot{z}} = 1,3$	$K_{\dot{\psi}} = 1,0$
$\phi_{\max} = 0,26 \text{ [rad]}$	$\theta_{\max} = 0,26 \text{ [rad]}$
$\dot{z}_{\max} = 1,0 \text{ [m/s]}$	$\dot{\psi}_{\max} = 1,74 \text{ [rad/s]}$
$\omega_{\phi} = 4,47 \text{ [Hz]}$	$\omega_{\theta} = 4,47 \text{ [Hz]}$
$\zeta_{\phi} = 0,5$	$\zeta_{\theta} = 0,5$
$\tau_{\dot{z}} = 0,4 \text{ [s]}$	$\tau_{\dot{\psi}} = 0,3 \text{ [s]}$

Neste exemplo, os ganhos K_{ϕ} e K_{θ} ficaram condicionados ao módulo de seus respectivos sinais de entrada. Essa modificação inesperada no valor dos parâmetros foi observado durante os testes experimentais com o veículo. Tal efeito pode ser justificado por alterações na configuração de desempenho dos controladores embarcados no piloto automático. Em (BRISTEAU et al., 2011), apresenta-se brevemente uma informação que permite essa suposição, ao explicar um procedimento de frenagem que é aplicado a partir desses orientações. Durante o procedimento, a velocidade inicial do VANT é utilizada como critério para estabelecer o tempo de desaceleração. Ou seja, é plausível supor que os parâmetros dos controladores internos do piloto automático sofrem variações de acordo com as condições de voo desejadas. Infelizmente tal efeito não é bem documentado, nem mesmo no manual do robô (PISKORSKI et al., 2012). Portanto, só é possível observar esse comportamento através de experimentos.

Nesse mesmo contexto, notou-se observando o VANT em experimentos que as configurações de limite máximo da Tabela 5 também representam um critério utilizado pelo piloto automático para modificar os parâmetros dos seus controladores internos. Em outras palavras, significa dizer que em configurações diferentes, mudança nos valores de todos os parâmetros podem ocorrer. Embora tal efeito exista, experimentos mostram que um ajuste refinado dos ganhos dos controladores externos ao piloto automático é capaz de minimizar esse problema. Adicionalmente, alguns resultados preliminares apresentados em (SANTOS et al., 2016a), demonstraram a possibilidade de utilizar uma camada adicional de adaptação dos parâmetros para refinar os resultados.

Independente dessas observações, uma avaliação quantitativa desses modelos foi conduzida aferindo a qualidade do ajuste (do inglês *goodness of fit*) através de três

métricas definidas de acordo com (MORIASI et al., 2007; MUROI; ADACHI, 2015). Nesse procedimento, dados sensoriais do experimento são comparados com dados de simulações configuradas com os parâmetros a Tabela 5. A primeira métrica adotada é a taxa de ajuste (FIT) da Equação (3.33), que devolve um resultado normalizado entre a raiz do erro quadrático médio (do inglês *root mean squared error* - RMSE) e o desvio padrão dos dados sensoriais (MORIASI et al., 2007; MATHWORKS, 2016b). A segunda é o coeficiente de correlação de Pearson (r) da Equação (3.34), bastante conhecido na literatura (MUROI; ADACHI, 2015; MATHWORKS, 2016a). A terceira métrica é o critério de triângulo (Tri), estabelecida em (MUROI; ADACHI, 2015).

$$\text{FIT} = 1 - \frac{\|\mathcal{Y} - \hat{\mathcal{Y}}\|}{\|\mathcal{Y} - \bar{\mathcal{Y}}\|}, \quad (3.33)$$

$$r = \frac{\langle \mathcal{Y} - \bar{\mathcal{Y}}, \hat{\mathcal{Y}} - \bar{\hat{\mathcal{Y}}} \rangle}{\|\mathcal{Y} - \bar{\mathcal{Y}}\| \|\hat{\mathcal{Y}} - \bar{\hat{\mathcal{Y}}}\|}, \quad (3.34)$$

$$\text{Tri} = 1 - \frac{\|\mathcal{Y} - \hat{\mathcal{Y}}\|}{\|\mathcal{Y}\| + \|\hat{\mathcal{Y}}\|}, \quad (3.35)$$

onde \mathcal{Y} um vetor contendo os dados medidos, $\hat{\mathcal{Y}}$ um vetor contendo os dados simulados, $\bar{\mathcal{Y}}$ a média entre os dados medidos e $\bar{\hat{\mathcal{Y}}}$ é a média dos dados simulados.

Na Tabela 6 estão registrados os valores encontrados para cada um dos experimentos conduzidos. Os métodos de comparação são interessantes, pois oferecem valores normalizados equivalentes a um percentual de ajuste ou acerto.

Tabela 6 – Qualidade de ajuste nos experimentos de avaliação do modelo. Critérios observados segundo (MORIASI et al., 2007; MUROI; ADACHI, 2015).

		\dot{z}	ϕ	θ	$\dot{\psi}$
T = 5,0 s	FIT	0,6277	0,7644	0,7828	0,7280
	r	0,9328	0,9836	0,9842	0,9662
	Tri	0,8036	0,8726	0,8853	0,8577
T = 7,5 s	FIT	0,5838	0,7742	0,7619	0,8309
	r	0,9255	0,9746	0,9728	0,9865
	Tri	0,8098	0,8897	0,8862	0,9160

Segundo os critérios apresentados em (MORIASI et al., 2007; MUROI; ADACHI, 2015), os modelos aproximam satisfatoriamente o comportamento lido dos sensores do veículo, uma vez que todos os resultados da Tabela 6 apresentam um valor para a taxa de ajuste $\text{FIT} > 0,5$, uma correlação $r > 0,9$ e o critério de triângulo $\text{Tri} > 0,8$ sendo todos bons indicadores de correspondência entre os dados. Tais índices permitem concluir que o modelo explica satisfatoriamente a influência que um comando de movimento possui sobre a variável de estado que controla. Em outras palavras, analisando o pior resultado da

Tabela 6 (obtido pelo critério FIT para o grau de liberdade \dot{z}), nota-se uma taxa de ajuste de $\text{FIT} = 58,38\%$. Isso indica que, em termos práticos, que o modelo captura corretamente mais que a metade da influência de $u_{\dot{z}}$ sobre a variável \dot{z} . Tal observação somada aos resultados experimentais dos próximos capítulos, ajudam a confirmar esse limiar como satisfatório. Nesse mesmo sentido, todos os outros graus de liberdade também oferecem um desempenho prático satisfatório através de seus modelos.

Nas Figuras 14 até 17 estão as representações gráficas da comparação entre valores simulados e dados sensoriais obtidos durante os voos. É possível observar uma aproximação justa entre os dados medidos e simulados, concluindo que os modelos simplificados são representações satisfatórias do movimento veículo.

Finalmente, destaca-se que essa abordagem simplificada para modelagem do piloto automático provavelmente funciona também com outros equipamentos comerciais. Tal argumentação se deve à abstração proporcionada pelos sinais de controle do modelo de alto nível em (3.31) e (3.32). Assim, supondo que a resposta dos controladores embarcados no piloto automático seja sempre semelhante a das equações (3.28), há a possibilidade de funcionamento para qualquer veículo nessas condições. Embora os testes experimentais tenham sido conduzidos apenas em o veículo AR.Drone, sabe-se que outros aparelhos como o PX4FLOW (HONEGGER et al., 2013; MEIER; HONEGGER; POLLEFEYS, 2015), são projetados para proporcionar características muito próximas de operação a diversos tipos de multirrotores.

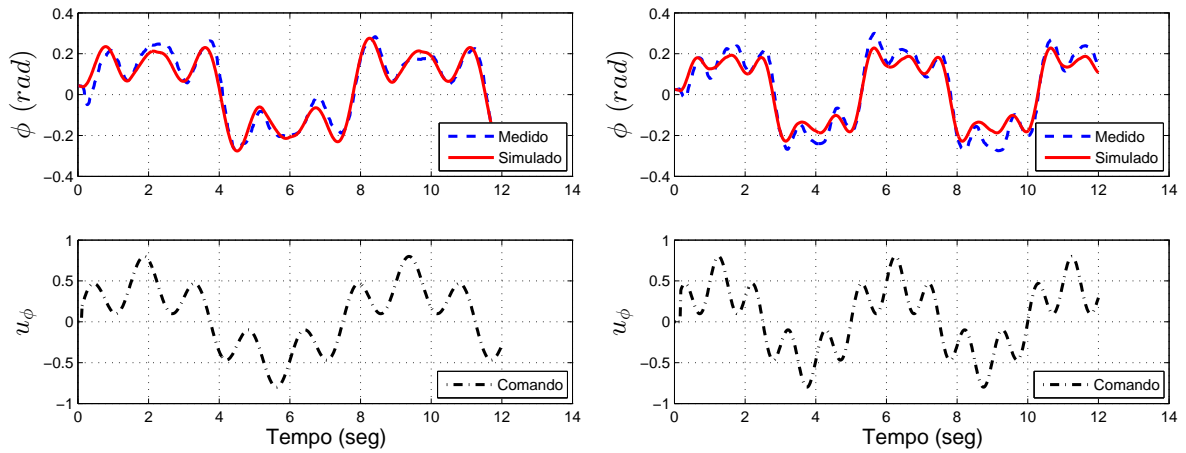


Figura 14 – Comparação entre a resposta do modelo e os dados sensoriais usando o comando $u_{\phi} = u_i$ configurado com $T = 7,5$ s e $T = 5,0$ s, respectivamente.

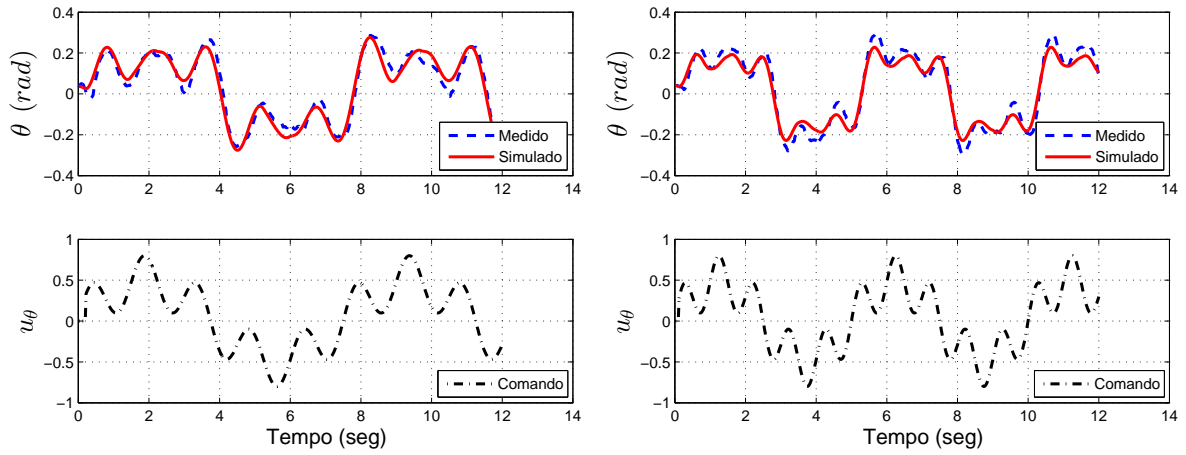


Figura 15 – Comparação entre a resposta do modelo e os dados sensoriais usando o comando $u_\theta = u_i$ configurado com $T = 7,5$ s e $T = 5,0$ s, respectivamente.

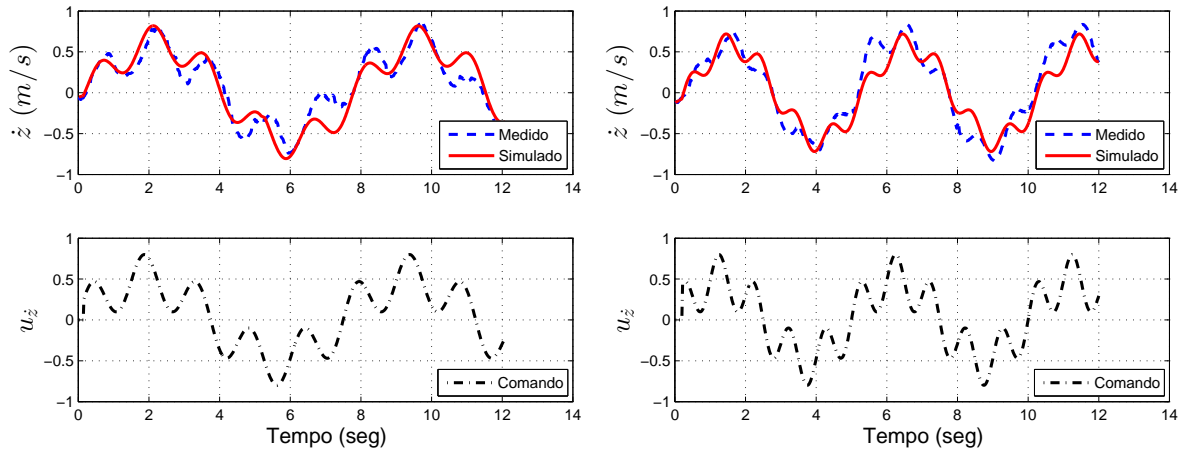


Figura 16 – Comparação entre a resposta do modelo e os dados sensoriais usando o comando $u_z = u_i$ configurado com $T = 7,5$ s e $T = 5,0$ s, respectivamente.

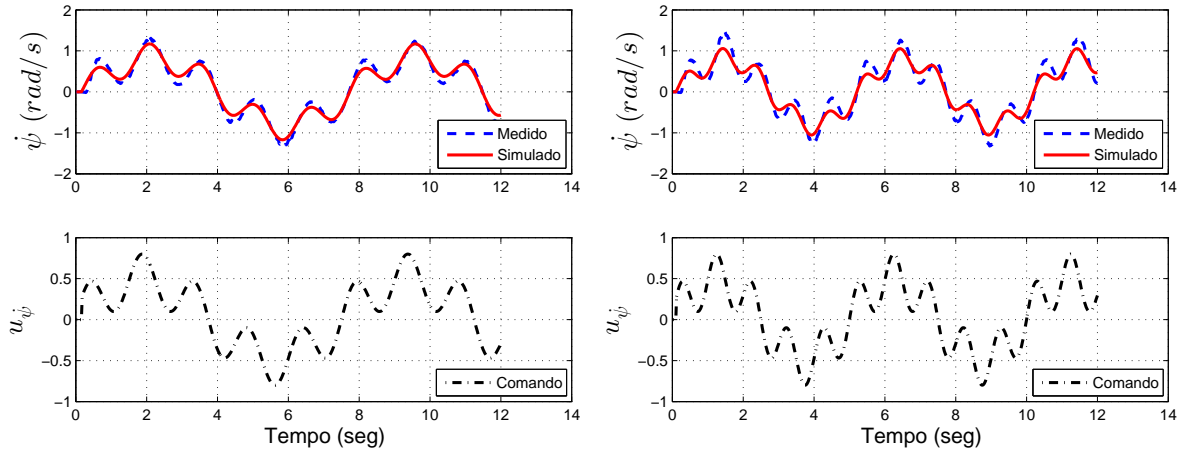


Figura 17 – Comparação entre a resposta do modelo e os dados sensoriais usando o comando $u_\psi = u_i$ configurado com $T = 7,5$ s e $T = 5,0$ s, respectivamente.

4 Soluções para Ambientes Interiores

Neste capítulo, apresentam-se as técnicas aplicadas na construção dos sistemas de navegação e controle para ambientes interiores. Em um aspecto geral, demonstram-se as estratégias e arquiteturas computacionais adotadas para controlar a navegação do VANT em laboratório. A abordagem é de predominância experimental, focando na demonstração visual da robustez dos métodos através de diferentes circunstâncias de voo real.

4.1 O Sistema de Navegação para Ambientes Interiores

Segundo a definição de (KENDOUL, 2012), um sistema de navegação contempla algoritmos e estratégias capazes de ler dados sensoriais, realizar sua análise, interpretação e tratamento, extraindo informações sobre os estados do veículo durante seu movimento em relação ao ambiente no qual está inserido. Dessa forma, pode-se dizer que um sistema de navegação é composto por sensores embarcados ou externos ao veículo, bem como pelos algoritmos de processamento desses dados que devem ser projetados para fornecer informações suficientes para realimentação de controle durante uma missão de voo.

Nesse contexto, apresenta-se como contribuição desta seção a proposta e a validação de um sistema de localização global para ambientes interiores, usando apenas os sensores de baixo custo embarcados no veículo. Tal sistema é especialmente útil na validação das estratégias de controle aplicadas aos VANTs, mas se destaca também como ferramenta de apoio ao ensino tecnológico, uma vez que os algoritmos podem ser facilmente reproduzidos usando material similar conforme descrição a seguir.

4.1.1 Estratégia de Fusão Sensorial para Rastreamento de Estados

O sistema de navegação é concebido através de uma estratégia linear de fusão sensorial, utilizando simultaneamente alguns dados obtidos do piloto automático do VANT e dados adicionais, oriundos do processamento de imagens da câmera frontal em um algoritmo dedicado de visão computacional. O sistema proposto utiliza a versão linear do filtro de Kalman (FK), conhecido na literatura como um observador de estados recursivo que utiliza modelos matemáticos de um processo e dados sensoriais para produzir uma estimativa dos estados observados como saída (THRUN; BURGARD; FOX, 2005; BAR-SHALOM; KIRUBARAJAN; LI, 2002).

Em termos de implementação discreta, o Algoritmo 1 demonstra como o FK é executado, onde $\hat{\mathbf{x}}$ representa o vetor de estados estimados no filtro, \mathbf{P} representa a matriz de covariância do erro de estimação, \mathbf{K} é a matriz de ganho de Kalman (calculado para

Algoritmo 1: O algoritmo Filtro de Kalman.

-
- 1: $\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \mathbf{F}_k \hat{\mathbf{x}}_{k-1|k-1} + \mathbf{B}_k \mathbf{U}_k$
 - 2: $\mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{F}_k \mathbf{P}_{k-1|k-1} \mathbf{F}_k^T + \mathbf{Q}_k$
 - 3: $\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}$
 - 4: $\hat{\mathbf{x}}_{k|k} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1})$
 - 5: $\mathbf{P}_{k|k} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k|k-1}$
-

minimizar o erro entre as estimativas e os valores medidos), \mathbf{F} representa a matriz de transição de estados (que opera como um modelo matemático representando a evolução temporal de um estado do instante anterior $[k-1]$ para o instante corrente $[k]$), \mathbf{B} é uma matriz de mapeamento da influência de entradas de controle na transição dos estados, \mathbf{z} o vetor de medições sensoriais e \mathbf{H} um modelo de observação de estados (representando um mapeamento do vetor de estados para o formato do vetor de medições), \mathbf{Q} é a matriz de covariância do ruído do processo (usada para dimensionar a variação que os estados apresentam durante uma transição, em termos experimentais, pode funcionar como uma matriz de ganho ajustando o desempenho do filtro) e, finalmente, \mathbf{R} é uma matriz de covariância do ruído das medições (similar a anterior, porém relacionada aos dados sensoriais). O subscrito k se refere a um instante de tempo discreto e \mathbf{I} é uma matriz identidade de dimensões apropriadas.

Os passos 1 e 2 do Algoritmo 1 são conhecidos como *predição dos estados*, onde o vetor de estados e a covariância do erro são atualizados com base no modelo do processo e sua matriz de covariância. Já os passos 3 a 5 são denominados *atualização dos estados*, onde os dados sensoriais e sua covariância são incorporados para corrigir a estimativa da predição. Ambas as partes do filtro podem ser executadas de forma independente, sendo possível estimar os estados dependentes baseando-se apenas no modelo do processo e suas entradas (quanto melhor o modelo, melhor a estimativa obtida) e atualizá-lo quando dados sensoriais estejam disponíveis (THRUN; BURGARD; FOX, 2005).

Em relação à literatura sobre veículos aéreos não tripulados, os métodos mais comuns aplicados para fusão sensorial são baseados em variações do filtro de Kalman, principalmente o *Extended Kalman Filter* - EKF e o *Unscented Kalman Filter* - UKF (NÜTZI et al., 2011; BERTRAND et al., 2011; LYNEN et al., 2013; ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a; MERWE; WAN; JULIER, 2004; SHEN et al., 2014), cuja implementação é mais complexa que a da versão linear do FK. Tal tendência se deve principalmente à natureza não linear dos modelos de transição de estados usados para representar os movimentos dos VANTS.

Todavia, no sistema proposto aqui há um diferencial relevante na estratégia de fusão aplicada. Aproveitando-se da presença do piloto automático, notou-se a possibilidade de usar um método de implementação significativamente mais simples e com eficiência na estimativa de estados comprovada experimentalmente. Considerando que os dados sensoriais tratados internamente no piloto automático do VANT já são boas estimativas

de seu movimento e sabendo que tais informações são disponibilizadas com uma taxa de atualização relativamente alta (em torno de 200 Hz, para o AR.Drone 2.0), é possível aplicar uma formulação cinemática para estimar os dados necessários ao controle e que não são disponíveis diretamente através do vetor de dados sensoriais do VANT (vetor \mathbf{s}). Destaca-se que o método explicado a seguir pode ser adaptado para qualquer VANT comercial, pois os estágios de pré-filtragem sensorial estão presentes em todos os modelos de piloto automático (CHAO; CAO; CHEN, 2010). Entretanto, há necessidade de acessar esses dados com taxas de amostragem similares às do AR.Drone.

Nesse contexto, a proposta feita é utilizar um modelo simplificado de transição de estados, inspirado em exemplos contidos em (BAR-SHALOM; KIRUBARAJAN; LI, 2002), para rastrear posições e velocidades globais do centro geométrico do VANT. Para isso, os estados de interesse para fins de realimentação de controle são definidos como

$$\mathbf{x} = [x \quad \dot{x} \quad y \quad \dot{y} \quad \psi \quad \dot{\psi}]^T,$$

onde x, y são as posições em (m), ψ é a orientação de guinada (rad), \dot{x} e \dot{y} são as velocidades lineares em (m/s) e $\dot{\psi}$ é a velocidade angular em (rad/s), todos referenciados no sistema $\langle w \rangle$ e o modelo de transição entre estados adotado é

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & \delta t & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \delta t & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \delta t \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

onde as posições são consideradas integrações numéricas das velocidades aproximadas pelo método de Euler, representando assim o movimento do VANT durante um intervalo de tempo δt . Note que sob essa descrição, não são consideradas entradas no modelo de transição de estados. Portanto, a velocidade é considerada constante durante o intervalo e modelada como um ruído branco. Logo, observa-se que o desempenho do rastreamento depende diretamente da taxa de atualização do filtro, que deve ser rápida em relação ao movimento real do VANT.

Para atender esse requisito, o sistema de navegação é configurado para se atualizar com uma taxa de aproximadamente 60 Hz. Assim, a estratégia adotada consiste em rodar o Algoritmo 1 em todo ciclo computacional, utilizando as informações sensoriais disponíveis naquele ciclo para atualizar as estimativas dos estados do VANT, através do vetor de medições

$$\mathbf{z}_1 = \begin{bmatrix} \psi \\ \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \psi \\ \cos \psi \, v_x - \sin \psi \, v_y \\ \sin \psi \, v_x + \cos \psi \, v_y \end{bmatrix}.$$

assumindo que as velocidades globais podem ser aproximadas por $\dot{x} = \cos \psi \, v_x - \sin \psi \, v_y$ e $\dot{y} = \sin \psi \, v_x + \cos \psi \, v_y$, representando os sinais sensoriais v_x e v_y devidamente rotacionadas para o sistema de coordenadas $\langle w \rangle$ através apenas da orientação de guinada ψ e desconsiderando as demais inclinações de rolagem e arfagem, usualmente pequenas.

Nesse cenário, usando o modelo de observação como

$$\mathbf{H}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

é possível dizer que o filtro estimará as posições globais x e y por odometria, através da integração numérica dos sinais sensoriais de velocidade \dot{x} e \dot{y} , e também estimará a velocidade $\dot{\psi}$ pela derivação numérica de ψ . Nota-se que essas variáveis são necessárias para o controle do veículo, pois não estão diretamente disponíveis em \mathbf{s} .

Porém, na circunstância relatada, as posições x e y sofrerão com um problema denominado escorregamento (do inglês *drifiting*), onde a estimativa se afasta do valor real da variável, devido aos efeitos numéricos acumulados durante a integração das medidas de velocidade que são oriundas do piloto automático do VANT e susceptíveis a erros (BRISTEAU et al., 2011). Tal problema pode ser superado em ambientes interiores usando o método proposto na Seção 4.1.2, que opera fornecendo dados sobre o posicionamento global do VANT. Destaca-se que a estimativa da velocidade $\dot{\psi}$ não sofre com esse problema, pois a orientação ψ é obtida no VANT através de uma bússola digital (PISKORSKI et al., 2012), com calibração executada anteriormente aos voos, fornecendo leituras livres de deslize.

Por agora, assume-se que exista uma informação de posicionamento global definida como x_w e y_w , obtidas do processamento visual executado conforme a Seção 4.1.2. Tais dados podem ser incorporados no filtro, aumentando o vetor de medições conforme

$$\mathbf{z}_2 = \begin{bmatrix} x \\ y \\ \psi \\ \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_w \\ y_w \\ \psi \\ \cos \psi \, v_x - \sin \psi \, v_y \\ \sin \psi \, v_x + \cos \psi \, v_y \end{bmatrix},$$

e modificando o modelo de observação para

$$\mathbf{H}_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Portanto, a estratégia proposta consiste em rodar os passos de atualização do filtro de Kalman, selecionando os dados sensoriais de acordo com sua disponibilidade. Supondo a disponibilidade de dados confiáveis das posições globais, o filtro é atualizado usando \mathbf{z}_2 e \mathbf{H}_2 . Em caso contrário a atualização é feita mesmo assim, porém usando \mathbf{z}_1 e \mathbf{H}_1 . Dessa forma, a localização do VANT no ambiente será obtida em todo ciclo computacional do sistema de navegação por odometria, e possíveis erros de escorregamento das estimativas são corrigidos com a chegada eventual de dados sobre o posicionamento global do VANT. Assim, é possível permitir, inclusive, a perda temporária das informações visuais.

Para reforçar esta ideia, um fragmento de experimento é usado para demonstrar a eficácia dessa estratégia de fusão. Nesse experimento o VANT é programado para controlar sua posição $x_d = 0,0$ m, de onde é deslocado duas vezes nos instantes $t \approx 34$ s e $t \approx 46$ s. Na Figura 18, a variável de posicionamento global x é exibida em três estimativas diferentes, obtidas diretamente do algoritmo apresentado na Seção 4.1.2, por odometria e pelo filtro de Kalman. Nota-se que a estimativa visual representa, comparativamente, um dado mais preciso em termos absolutos, porém ruidoso. A estimativa da odometria é suave, porém desliza em relação ao valor esperado para a variável. Finalmente, a estimativa do FK representa uma combinação melhorada entre as características de ambos os sinais. Observando apenas a estimativa de odometria desse experimento, verifica-se um erro de cerca de 0,35 m após 35 s de experimento por deslizamento. Durante as manobras de

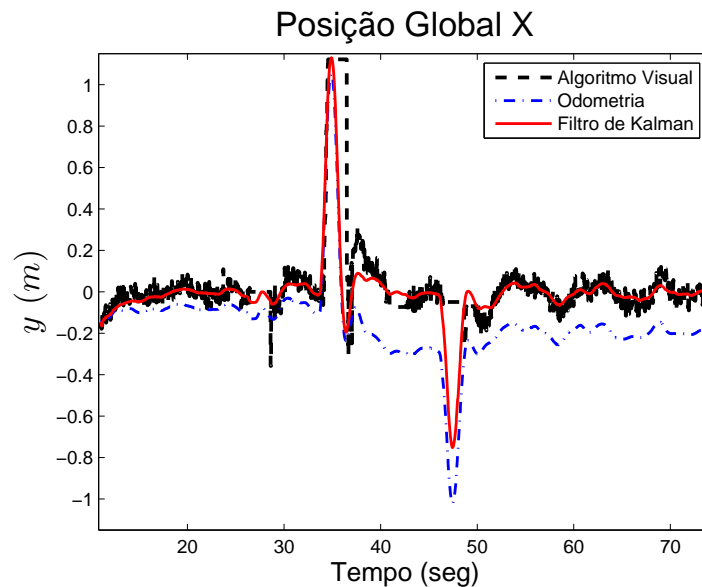


Figura 18 – Comparação entre estimativas para a posição global x , usando o algoritmo visual, o Filtro de Kalman e a odometria em um experimento de posicionamento.

recuperação da posição, o sistema perde temporariamente o contato com a marcação e consequentemente as informações visuais. Na Figura 19 há uma ampliação da imagem anterior, destacando os instantes onde essa perda ocorre. Mesmo nessas circunstâncias, nota-se a capacidade do sistema em estimar a posição do VANT. Em outro experimento,

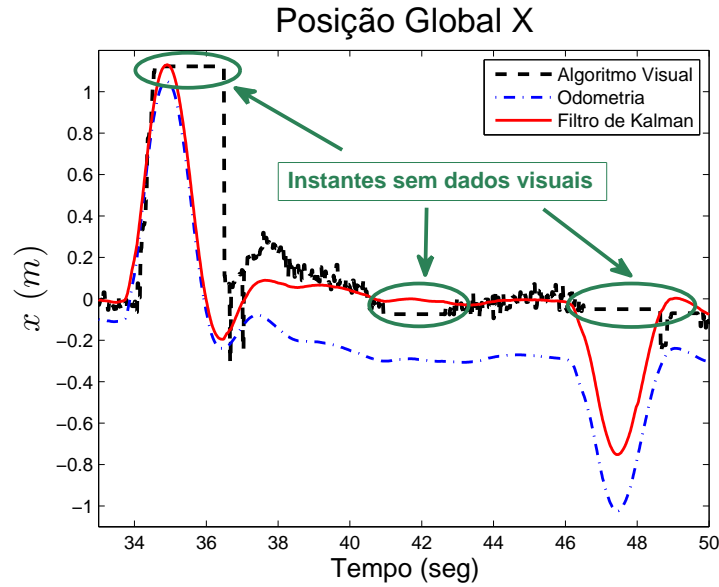


Figura 19 – Ampliação da imagem da Figura 18, destacando alguns instantes onde não há observação da marcação visual.

o AR.Drone é requisitado a executar uma manobra onde a posição global y é definida para o valor desejado $y_d = \cos(0,8t)$. O resultado obtido nesse experimento pelo sistema de navegação pode ser visto na Figura 20. Nota-se que em cerca de 70 s de experimento o erro de deslizamento da odometria atinge cerca de 0,65 m.

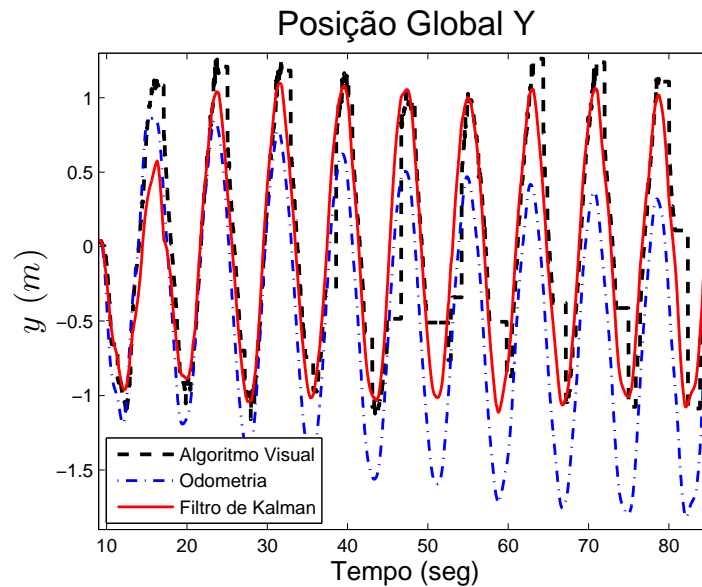


Figura 20 – Comparação entre estimativas para a posição global y , usando o algoritmo visual, o Filtro de Kalman e a odometria em um experimento de trajetória.

Portanto, através desses duas demonstrações se percebe a importância da presença de um sistema visual para correção do posicionamento absoluto e do FK para suavização da fusão entre os dados disponíveis.

A implementação final também requer a declaração da matriz de covariância do processo \mathbf{Q} e das observações \mathbf{R} , de forma a se obter bom desempenho. Tais matrizes, sob uma perspectiva experimental, funcionam como ganhos que modificam o desempenho das estimativas do filtro de Kalman, tornando-as, por exemplo, mais suaves, de resposta mais rápida ou lenta de acordo com os ajustes. Numericamente, essas matrizes podem também ser aproximadas para diagonais com elementos ajustados empiricamente. Para sintonia dos parâmetros, utilizou-se um método empírico armazenando dados sensoriais de voos experimentais e ajustando o desempenho do filtro *offline*. Seguindo a notação de (BARSHALOM; KIRUBARAJAN; LI, 2002), como resultado se chegou a $\mathbf{Q} = \text{diag}(\mathbf{Q}_x, \mathbf{Q}_y, \mathbf{Q}_\psi)$, onde

$$\mathbf{Q}_x = \begin{bmatrix} \frac{1}{3}\delta t^3 & \frac{1}{2}\delta t^2 \\ \frac{1}{2}\delta t^2 & \delta t \end{bmatrix} S_x, \mathbf{Q}_y = \begin{bmatrix} \frac{1}{3}\delta t^3 & \frac{1}{2}\delta t^2 \\ \frac{1}{2}\delta t^2 & \delta t \end{bmatrix} S_y \text{ e } \mathbf{Q}_\psi = \begin{bmatrix} \frac{1}{3}\delta t^3 & \frac{1}{2}\delta t^2 \\ \frac{1}{2}\delta t^2 & \delta t \end{bmatrix} S_\psi,$$

com $S_x = 0,5$, $S_y = 0,5$ e $S_\psi = 0,2$. Por sua vez, \mathbf{R} é escolhida como

$$\mathbf{R}_1 = \begin{bmatrix} 0,01 & 0 & 0 \\ 0 & 0,05 & 0 \\ 0 & 0 & 0,05 \end{bmatrix} \quad \text{ou} \quad \mathbf{R}_2 = \begin{bmatrix} 0,1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0,1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0,01 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0,05 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0,05 \end{bmatrix}, \quad (4.1)$$

de acordo com a disponibilidade ou não de dados visuais.

Em testes experimentais, esse sistema de navegação se mostrou capaz de detectar a posição da marcação visual com a câmera frontal em distâncias dentro da faixa de 0,5 m até 3,5 m. Durante voos pairados, a fusão sensorial apresenta erros numéricos típicos para as posições globais x e y menores que 10 cm, conforme pode ser visto na Figura 21.

4.1.2 Posicionamento Global usando Imagens da Câmera Frontal

Esta seção explica brevemente a aplicação desenvolvida para localizar o veículo em ambientes interiores. O método proposto utiliza algumas funcionalidades da biblioteca OpenCV que acompanha o CV Drone e consiste em identificar na imagem capturada com a câmera frontal do VANT, uma marcação colorida instalada no ambiente experimental relacionando as suas coordenadas de imagem com as coordenadas métricas tridimensionais no sistema global. As principais justificativas para seleção desta metodologia são sua eficiência experimental e a ausência de custo adicional de implementação, uma vez que o próprio AR.Drone fornece todas as condições necessárias para execução do método em qualquer ambiente de laboratório. Adicionalmente, esta metodologia de localização se mostrou útil em aplicações de navegação para sistemas multirrobôs, conforme será visto posteriormente nas aplicações de formação entre robôs.

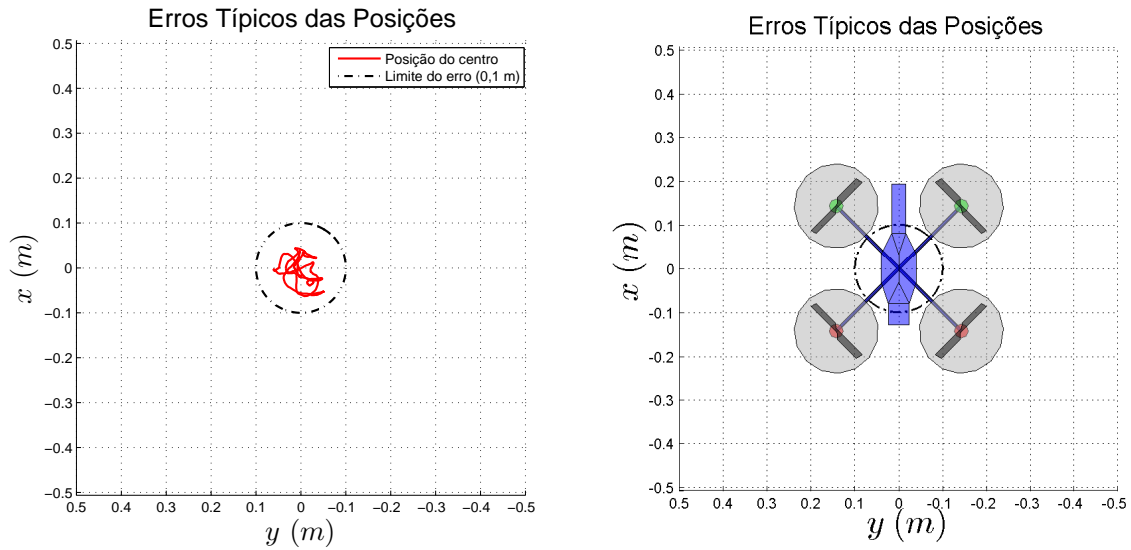


Figura 21 – Erros numéricos apresentados para as posições x e y durante um voo pairado em ambiente interior. Note na segunda imagem um comparativo entre a dimensão do VANT e a do raio do erro quando projetado na superfície do plano xy .

O alvo usado foi construído conforme a Figura 22, através de um par de adesivos reflexivos que acompanham o VANT. O formato do alvo não é obrigatório, porém, durante testes experimentais, a marcação ilustrada ofereceu melhor desempenho que outras testadas. Além disso, as dimensões escolhidas facilitam o uso da mesma marcação em aplicações multirrobôs.

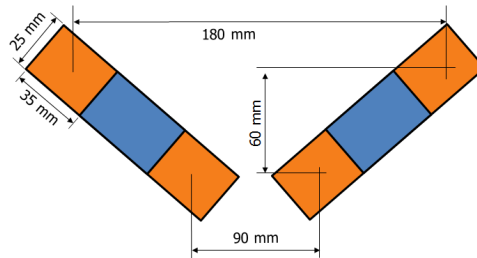


Figura 22 – A marcação visual utilizada no sistema de navegação em ambientes interiores.

Para cada ciclo de processamento, a imagem da câmera frontal é capturada e nela é conduzido um processo de segmentação, buscando pela cor laranja. Como resultado, uma imagem filtrada é obtida, conforme ilustrações da Figura 23. Na imagem resultante, uma heurística de classificação da leitura é executada, primeiramente buscando pelas aglomerações de *pixels* brancos. Caso exatamente quatro aglomerações sejam encontradas em toda a imagem, o algoritmo avisa ao sistema de navegação que há uma boa observação visual e continua o processamento, caso contrário a imagem é imediatamente descartada. Esse passo aumenta a velocidade de processamento, descartando falsos positivos e melhorando a robustez de identificação.

Assim, quando se detecta uma boa observação, o algoritmo segue buscando as



Figura 23 – Imagens da marcação visual sem tratamento e com filtragem de cor.

coordenadas bidimensionais dos centros das aglomerações de *pixels* na imagem filtrada. Possuindo tais coordenadas, o processamento aplica o algoritmo *Solve Perspective-n-Problem* (LEPETIT; MORENO-NOGUER; FUA, 2008), capaz de recuperar a pose relativa entre a câmera e o alvo. Em termos gerais, o método executa um processo de otimização que resulta na correspondência entre as coordenadas tridimensionais e bidimensionais da marcação visual, recuperando a pose relativa entre a câmera e a marcação. No contexto deste trabalho, apenas os posicionamentos globais x e y resultantes do *SolvePnP* serão utilizados, uma vez que as orientações e a altitude do VANT já são obtidas de forma confiável através de sensores inerciais e de ultrassom embarcados no veículo.

Em termos de implementação em (BAGGIO et al., 2012), há diversos exemplos de como aplicar o *SolvePnP* através do OpenCV, que demonstram o resultado parcial devolvido em um vetor denominado $t_{vec} = [x_c \ y_c \ z_c]$, representando a posição do alvo, porém referenciado no sistema de coordenadas da câmera. Tais coordenadas devem ser convertidas nas estimativas globais x_w e y_w com o auxílio de dados inerciais do piloto automático do VANT.

Assim, uma sequência de transformações de corpo rígido é aplicada em t_{vec} , começando por uma transformação fixa, levando o vetor do sistema de coordenadas da câmera $\langle c \rangle$ para $\langle b \rangle$ fixado sobre o centro geométrico do veículo. Em seguida os ângulos de orientação ϕ , θ e ψ disponíveis em \mathbf{s} são usados para compensar t_{vec} da rotação a qual o corpo do VANT está submetido. Finalmente, caso haja alguma translação entre a origem do sistema de coordenadas $\langle w \rangle$ e o da marcação $\langle m \rangle$, pode-se usar este deslocamento para estabelecer a posição global do centro geométrico do VANT. A Figura 24 apresenta todos os sistemas de coordenadas mencionados, conforme definidos neste trabalho (note que os sistemas de coordenadas $\langle w \rangle$ e $\langle m \rangle$ podem ser idênticos, desde que as coordenadas da marcação sejam declaradas no sistema global).

4.2 Sistemas de Controle para Ambientes Interiores

Segundo a definição de (KENDOUL, 2012), um sistema de controle para VANTs é responsável pela manipulação do sistema dinâmico através de suas entradas, a fim de obter

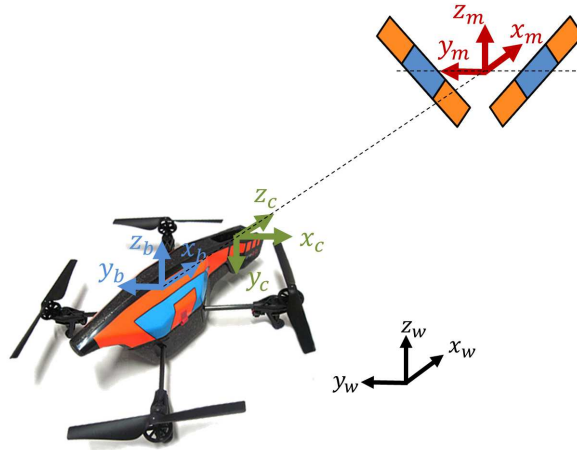


Figura 24 – Ilustração de todos os sistemas de coordenadas mencionados. $\langle w \rangle$ é o global, $\langle b \rangle$ do corpo, $\langle c \rangle$ está associado ao centro da câmera frontal e $\langle m \rangle$ associado ao centro da marcação visual.

um movimento desejado no espaço. Em resumo, consiste em sintetizar leis de controle para posições e orientações tridimensionais do veículo capazes de guiá-lo sem intervenção de um operador humano.

Neste trabalho, aplica-se em todos os controladores projetados uma estratégia de implementação hierárquica, similar àquelas formalmente defendidas por (KENDOUL; FANTONI; LOZANO, 2008) e (BERTRAND et al., 2011). Em ambos, analisa-se a operação de controladores em cascata, onde são formados laços externos de controle gerando referências para laços internos, conforme a descrição das Notas 1 e 2.

Nota 1 (Controladores Independentes A) Em (BERTRAND et al., 2011) uma estrutura hierárquica de controle é analisada, demonstrando uma metodologia de projeto de controladores independentes para as dinâmicas translacional, que é realizado em um laço externo de controle e rotacional, que é realizado em um laço interno de controle. A convergência em malha fechada da conexão existente entre os laços de controle é explicada com base na separação por escala de tempo entre eles (do inglês *time-scale separation*), concluindo como condição necessária e suficiente para convergência dos erros que o laço interno de controle seja mais rápido que o laço externo.

Nota 2 (Controladores Independentes B) O trabalho (KENDOUL; FANTONI; LOZANO, 2008), demonstra um estudo sobre estabilidade global e assintótica de estruturas hierárquicas de controle aplicada às equações dinâmicas dos quadrimotores. Conclui-se que arquiteturas de controle em cascata podem ser aplicadas nesses VANTs através de uma análise matemática conduzida com base na teoria *input-to-state stability* (SONTAG, 1989). Nesse contexto, os autores demonstram que as conexões existentes entre as dinâmicas rotacional e translacional podem ser interpretadas como perturbações limitadas e, assim,

não interferem na estabilidade global desde que os valores desejados da orientação sejam alcançados em um tempo finito, mantendo os erros de controle limitados.

Nesse contexto, as contribuições apresentadas a seguir estão relacionadas à aplicação e validação experimental de arquiteturas hierárquicas de controle, usando o equipamento AR.Drone. Serão projetados controladores de laço externo através de uma representação matricial simplificada da dinâmica do VANT, demonstrando o projeto de controladores de linearização por inversão de modelos aplicados no controle de posicionamento, seguimento de trajetória e voo em formação. Há também a análise de estabilidade dos controladores sob a perspectiva de sistemas perturbados (KHALIL, 2002), que explica alguns efeitos das incertezas sobre o controle em malha fechada, finalizando com uma explicação sobre os efeitos que a saturação dos controladores têm em voos reais.

4.2.1 Representação do Modelo Matemático para Fins de Controle

Durante voos reais, o piloto automático embarcado nos VANTs desempenha funções que não devem ser ignoradas no projeto de sistemas automáticos de controle. Dentre elas, a regulação automática dos ângulos de rolagem e arfagem garante uma operação estável e simplificada do veículo, resumindo a apenas quatro comandos seu movimento no espaço. O controle embarcado de atitude, possui limites configuráveis através de parâmetros, cujo padrão no AR.Drone é em torno de 0,2 rad.

É possível dizer que esse limite padrão é suficiente para provocar movimentos laterais e longitudinais rápidos com veículo, principalmente em ambientes confinados com pouco espaço de trabalho. Portanto, esse limiar já é interessante para uso em experimentos. Tal característica pode ser aproveitada, para simplificar ainda mais o modelo matemático usado para representar o VANT com piloto automático, pois nas circunstâncias descritas é possível fazer aproximações numéricas que reduzem significativamente o modelo.

Portanto, considera-se o piloto automático configurado para permitir apenas pequenas inclinações de rolagem e arfagem e, nesse contexto, as aproximações $\sin(\alpha) \approx \alpha$, $\cos(\alpha) \approx 1$, 0 e $F \approx mg$ se tornam numericamente verdadeiras.

Assim, o procedimento de simplificação numérica se inicia reescrevendo as partes relacionadas aos movimentos lateral e longitudinal das Equações (3.31) e (3.32). Para facilitar a análise a seguir, considera-se inicialmente que os sistemas de coordenadas $\langle w \rangle$ e $\langle b \rangle$ estão alinhados através de $\psi = 0,0$ rad, resultando em

$$\begin{cases} \ddot{x} = g\theta - C_x \dot{x} \\ \ddot{y} = -g\phi - C_y \dot{y} \end{cases} \quad (4.2)$$

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = K_\phi \omega_\phi^2 \phi_{\max} u_\phi - 2\zeta_\phi \omega_\phi \dot{\phi} - \omega_\phi^2 \phi \\ \ddot{\theta} = K_\theta \omega_\theta^2 \theta_{\max} u_\theta - 2\zeta_\theta \omega_\theta \dot{\theta} - \omega_\theta^2 \theta \end{cases} \quad (4.3)$$

Percebe-se nesse caso que o sistema translacional dos deslocamentos x e y é dominado por uma dinâmica linear, onde os ângulos de orientação θ e ϕ são suas entradas.

Nesse contexto, considera-se que o controle das posições e orientações do VANT será executado dentro de uma estrutura hierárquica, onde as orientações são controladas nos laços internos do piloto automático, enquanto as posições são controladas por um laço externo implementado em uma unidade de processamento fora do veículo.

Portanto, para aplicação dessa metodologia, consideram-se as variáveis de orientação desejadas como ϕ_d e θ_d e seus respectivos erros como $\tilde{\phi} = \phi_d - \phi$ e $\tilde{\theta} = \theta_d - \theta$. Substituindo-os na equação (4.2), aparece

$$\begin{cases} \ddot{x} = g\theta_d - C_x \dot{x} - g\tilde{\theta} \\ \ddot{y} = -g\phi_d - C_y \dot{y} + g\tilde{\phi} \end{cases} \quad (4.4)$$

Para que as referências das orientações sejam seguidas corretamente no laço interno de controle, os comandos de movimento real devem repassá-las aos controladores de atitude. Para isso, propõe-se utilizar nesse processo uma transformação linear dada por

$$\begin{cases} u_\phi = \frac{\phi_d}{K_\phi \phi_{\max}} \\ u_\theta = \frac{\theta_d}{K_\theta \theta_{\max}} \end{cases} \quad (4.5)$$

que uma vez substituída no modelo de resposta da dinâmica rotacional (4.3), resulta em

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \omega_\phi^2 \phi_d - 2\zeta_\phi \omega_\phi \dot{\phi} - \omega_\phi^2 \phi \\ \ddot{\theta} = \omega_\theta^2 \theta_d - 2\zeta_\theta \omega_\theta \dot{\theta} - \omega_\theta^2 \theta \end{cases} \quad (4.6)$$

indicando que haverá uma convergência de $\phi \rightarrow \phi_d$ e $\theta \rightarrow \theta_d$ em um tempo t finito e, consequentemente, $\tilde{\phi} \rightarrow 0$ e $\tilde{\theta} \rightarrow 0$.

Dessa forma, supondo que esse tempo de convergência atende às demandas teóricas de uma estrutura hierárquica de controle (Notas 1 e 2), é possível estabelecer através de (4.5) e (4.4) uma relação direta entre os comandos de movimento reais e a dinâmica translacional, dada por

$$\begin{cases} \ddot{x} = (gK_\theta \theta_{\max}) u_x - C_x \dot{x} \\ \ddot{y} = (gK_\phi \phi_{\max}) u_y - C_y \dot{y} \end{cases} \quad (4.7)$$

na qual a nomenclatura dos comandos é modificada para $u_\phi = -u_y$ e $u_\theta = u_x$, no intuito de melhorar o entendimento sobre qual movimento linear determinada inclinação provoca.

Assim para uma representação global, considera-se novamente o modelo (3.31), porém com uma guinada $\psi \neq 0, 0$ rad, que quando reescrito em formato matricial resulta em

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi \\ s\psi & c\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_1 & 0 \\ 0 & K_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} C_x & 0 \\ 0 & C_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

onde os parâmetros são simplificados para $K_1 = (gK_\theta\theta_{\max})$ e $K_2 = (gK_\phi\phi_{\max})$.

Expandindo essa representação para os demais graus de liberdade comandados por u_z e u_ψ , através das suas equações disponíveis em (3.31) e (3.32), obtém-se

$$\ddot{\mathbf{X}} = \mathbf{R}_\psi \mathbf{M}_K \mathbf{u} - \mathbf{M}_C \dot{\mathbf{X}} \quad (4.9)$$

onde

$$\ddot{\mathbf{X}} = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix}, \mathbf{R}_\psi = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{M}_K = \begin{bmatrix} K_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & K_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & K_4 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \\ u_\psi \end{bmatrix}, \mathbf{M}_C = \begin{bmatrix} C_x & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C_y & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_z & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_\psi \end{bmatrix} \text{ e } \dot{\mathbf{X}} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix},$$

como uma nova representação matricial do veículo contendo os parâmetros simplificados para $K_3 = \left(\frac{K_z \dot{z}_{\max}}{\tau_z} \right)$, $K_4 = \left(\frac{K_\psi \dot{\psi}_{\max}}{\tau_\psi} \right)$, $C_z = \left(\frac{1}{\tau_z} \right)$ e $C_\psi = \left(\frac{1}{\tau_\psi} \right)$.

Portanto, chega-se a um modelo reduzido, útil para representação do voo de VANTs sob a imposição de pequenas inclinações, cujas principais características são:

- Representar um modelo muito mais simples do que outras presentes na literatura, como o exemplo transcrito de (BRANDÃO, 2013) no Anexo A;
- Utilizar um equacionamento diretamente relacionado com os sinais de controle reais de movimento do VANT. Portanto, pode ser usado no projeto de controladores para os quatro graus de liberdade de interesse (o controle da rolagem e arfagem ficam sob responsabilidade do piloto automático);
- Possuir restrição de inclinação garantida pelo piloto automático, uma vez que a inclinação máxima é um dos parâmetros de configuração desses equipamentos em veículos modernos conhecidos;

Ao visualizar os sistemas de coordenadas $\langle b \rangle$ e $\langle w \rangle$ nas condições de orientação impostas pelo piloto automático do VANT, percebe-se que eles sempre estarão aproximadamente alinhados conforme o esquema da Figura 25.

Nesse contexto, é possível dizer que numericamente as velocidades $v_{z_w} \approx v_{z_b}$ e $v_{\psi_w} \approx v_{\psi_b}$ são equivalentes em ambos os sistemas de coordenadas. Isso também permite

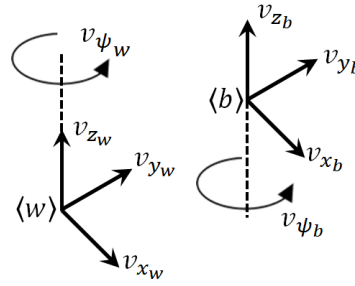


Figura 25 – Sistemas de coordenadas do modelo simplificado, considerando pequenas inclinações.

reescrever a Equação (4.9) no sistema de coordenadas $\langle b \rangle$, como

$$\dot{\mathbf{V}} = \mathbf{M}_K \mathbf{u} - \mathbf{M}_C \mathbf{V} \quad (4.10)$$

onde $\mathbf{V} = [v_x \ v_y \ v_z \ v_\psi]^T$ é um vetor de estados contendo as velocidades do VANT. Nesse contexto, a resposta dinâmica do veículo aos sinais \mathbf{u} pode ser interpretada como similar a de um sistema linear em função das velocidades do veículo. Além disso, tal resposta é estável devido à existência da matriz *Hurwitz* \mathbf{M}_C (CHEN, 1999).

Finalmente, a Figura 26 demonstra um diagrama de blocos contendo a representação generalizada da implementação dos sistemas de navegação e controle usados. Os blocos *Controlador de Posição*, *Transformação Linear*, *Controlador de Guinada* e *Controlador de Altitude* representam os laços externos de controle que são projetados através das estratégias a seguir. Os demais blocos, compõem uma representação simbólica do funcionamento do VANT e seu piloto automático, cuja configuração é restrita.

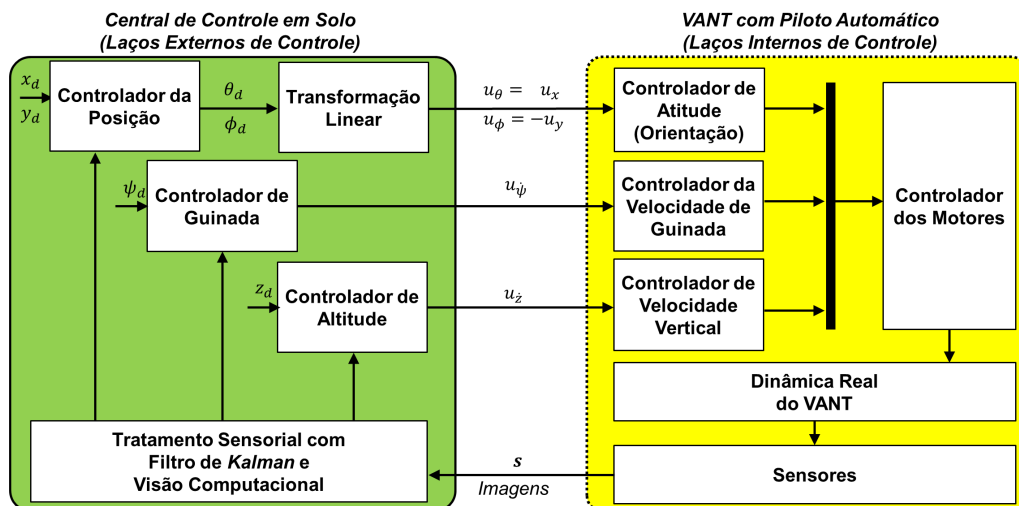


Figura 26 – Diagrama de blocos generalizado da arquitetura de implementação dos sistemas de navegação e controle.

4.3 Controle de Posicionamento e Trajetória por Inversão do Modelo Dinâmico Simplificado

Esta seção apresenta um controlador para compor o laço externo da estrutura hierárquica, utilizando uma técnica de linearização por retro-alimentação (KHALIL, 2002). Tal metodologia consiste em utilizar as informações conhecidas sobre o modelo matemático do VANT para cancelar suas não-linearidades, resultando em algoritmos de fácil implementação e ajuste experimental intuitivo. Em seguida, demonstra-se a aplicabilidade dessa metodologia no projeto de controladores para tarefas diversas, incluindo posicionamento, rastreamento de trajetórias e navegação cooperativa multirrobôs.

O primeiro controlador é proposto a partir da inversão do modelo (4.9), cujo resultado é a lei de controle

$$\mathbf{u} = (\mathbf{R}_\psi \mathbf{M}_K)^{-1}(\boldsymbol{\nu} + \mathbf{M}_C \dot{\tilde{\mathbf{X}}}), \quad (4.11)$$

na qual $\boldsymbol{\nu} = \ddot{\mathbf{X}}_d + \boldsymbol{\kappa}_p \tilde{\mathbf{X}} + \boldsymbol{\kappa}_d \dot{\tilde{\mathbf{X}}}$ é um sinal auxiliar de controle, \mathbf{X}_d é um vetor contendo as variáveis desejadas, \mathbf{X} contém as variáveis lidas e $\tilde{\mathbf{X}}$ é o erro de rastreamento das variáveis de interesse, definido como

$$\tilde{\mathbf{X}} = \mathbf{X}_d - \mathbf{X} = \begin{bmatrix} x_d - x \\ y_d - y \\ z_d - z \\ \psi_d - \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{x} \\ \tilde{y} \\ \tilde{z} \\ \tilde{\psi} \end{bmatrix},$$

onde $\boldsymbol{\kappa}_p$ e $\boldsymbol{\kappa}_d \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ matrizes diagonais, definidas positivas, de ganho proporcional e derivativo, dadas como

$$\boldsymbol{\kappa}_p = \begin{bmatrix} K_{p_x} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & K_{p_y} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{p_z} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & K_{p_\psi} \end{bmatrix} \text{ e } \boldsymbol{\kappa}_d = \begin{bmatrix} K_{d_x} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & K_{d_y} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{d_z} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & K_{d_\psi} \end{bmatrix}.$$

Assim, para analisar o funcionamento do controlador, substitui-se sua Equação (4.11) no modelo do sistema (4.9), obtendo a dinâmica do erro em malha fechada como

$$\ddot{\tilde{\mathbf{X}}} = -\boldsymbol{\kappa}_d \dot{\tilde{\mathbf{X}}} - \boldsymbol{\kappa}_p \tilde{\mathbf{X}}. \quad (4.12)$$

Tal equação está definida dentro de uma região de controle, na qual não se considera saturação dos sinais de controle. Nesse contexto, supondo o seguimento perfeito das referências, é possível dizer que tal equação de malha fechada caracteriza o controlador como assintoticamente estável, permitindo concluir que $(\tilde{\mathbf{X}}, \dot{\tilde{\mathbf{X}}}) \rightarrow (\mathbf{0}, \mathbf{0})$ com $t \rightarrow \infty$ (KHALIL, 2002).

Entretanto, em situações reais de voo, os seguimentos perfeitos não são possíveis, principalmente devido a incertezas na modelagem. Portanto, para ampliar o estudo da convergência dos erros dentro da região de controle, utiliza-se a teoria de estabilidade para sistemas perturbados (KHALIL, 2015). Para isso, os termos da Equação (4.12) são redefinidos conforme a representação

$$\dot{\chi} = f(\chi) + \Delta(t) = \mathcal{A}\chi + \Delta(t) \quad (4.13)$$

onde

$$\mathcal{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{4 \times 4} & \mathbf{I}_{4 \times 4} \\ -\boldsymbol{\kappa}_p & -\boldsymbol{\kappa}_d \end{bmatrix},$$

$\chi = [\tilde{\mathbf{X}} \quad \dot{\tilde{\mathbf{X}}}]^T$ é um vetor de estados contendo os erros do sistema de malha fechada e $\Delta(t) \in \mathbb{R}^{8 \times 1}$ representa o termo de perturbação presente em cada grau de liberdade.

Note que é difícil determinar com exatidão um formato algébrico para o termo $\Delta(t)$ em voos reais, pois o mesmo pode incorporar erros momentâneos tais como rajadas de vento em ambientes exteriores ou pequenos erros de convergência das orientações na estrutura hierárquica. Porém, também pode representar perturbações sistemáticas, tais como aquelas que aparecem devido a incertezas paramétricas. Independente da origem das perturbações, pode-se fazer uma suposição realística acerca delas assumindo que se tratam de um valor limitado.

Nesse contexto, é possível formalizar $\Delta(t)$ como uma função contínua e definida por partes¹, limitada, variante no tempo e que existe para todo $t \geq 0$. Nestas condições, pode-se visualizar a perturbação como uma entrada do sistema linear descrito em (4.13), definindo-a como (FADALI, 2012)

$$\Delta(t) \in L^\infty, \text{ com } \|\Delta(t)\|_\infty = \sup_{0 \leq t \leq \infty} \|\Delta(t)\| < \infty, \quad (4.14)$$

possibilitando assim sua análise através de conceitos de estabilidade interna (CHEN, 1999), funções de comparação (KHALIL, 2002) ou em uma representação mais genérica, através do conceito *Input-to-State Stability*, introduzido na literatura em (SONTAG, 1989) e transcrito na Definição 1 conforme (KHALIL, 2002).

Definição 1 (Input-to-State Stability - ISS) *Um sistema $\dot{x} = f(x, u)$ é dito ISS se existe uma função β de classe \mathcal{KL}^2 e uma função γ de classe \mathcal{K}^3 , tais que, para qualquer*

¹ Esta classe de funções admite descontinuidades para um número finito de pontos dentro do intervalo de definição, com limite à direita e à esquerda das descontinuidades finito, i.e., a função realiza um salto finito nas descontinuidades (KHALIL, 2015)

² Uma função contínua $\beta : [0, \alpha) \times [0, \infty) \rightarrow [0, \infty)$ é dita pertencente à classe \mathcal{KL} se, para cada s fixo, o mapeamento $\beta(r, s)$ pertence à classe \mathcal{K} em relação a r e, para cada r fixo, o mapeamento $\beta(r, s)$ é decrescente em relação a s e $\beta(r, s) \rightarrow 0$ quando $s \rightarrow \infty$ (KHALIL, 2015)

³ Uma função contínua $\gamma : [0, \alpha) \rightarrow [0, \infty)$ é dita pertencente à classe \mathcal{K} se ela é continuamente estritamente crescente e satisfaz $\gamma(0) = 0$. É dita pertencente à classe \mathcal{K}_∞ se $\gamma(s) = \infty$ quando $s \rightarrow \infty$ (KHALIL, 2015)

$t \geq 0$, qualquer estado inicial $x(t_0)$ e qualquer entrada limitada $u(t)$, a solução de $x(t)$ existe para todo $t \geq 0$ e satisfaz

$$\|x(t)\| \leq \beta(\|x(t_0)\|, t) + \gamma\left(\sup_{0 \leq \tau \leq t} \|u(\tau)\|\right), \forall t \geq 0.$$

Para provar que o sistema em malha fechada representado em (4.13) é ISS em relação a perturbações limitadas, basta observá-la dentro da Definição 1 como

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x, u) \\ \dot{\chi} = f(\mathcal{A}\chi, \Delta(t)) \end{cases} \quad (4.15)$$

sabendo que sua solução pode ser escrita conforme a de um sistema linear (CHEN, 1999)

$$\chi(t) = e^{\mathcal{A}t}\chi(0) + \int_0^t e^{\mathcal{A}(t-\tau)}\Delta(\tau)d\tau \quad (4.16)$$

Nesse contexto, sabe-se que \mathcal{A} é uma matriz Hurwitz, logo é possível afirmar que existe alguma solução específica que satisfaça a desigualdade $\|e^{\mathcal{A}t}\| \leq ke^{-\lambda t}$ com $\lambda > 0$ e $k > 0$ apropriados. Substituindo tal observação em (4.16) e reescrevendo-a em função das normas dos vetores, obtém-se a seguinte desigualdade

$$\begin{aligned} \|\chi(t)\| &\leq ke^{-\lambda t}\|\chi(0)\| + \int_0^t ke^{-\lambda(t-\tau)}\|\Delta(\tau)\|d\tau \\ &\leq ke^{-\lambda t}\|\chi(0)\| + k\|\Delta(\tau)\|_\infty \int_0^t e^{-\lambda(t-\tau)}d\tau \\ &\leq ke^{-\lambda t}\|\chi(0)\| + k\|\Delta(\tau)\|_\infty \frac{(1 - e^{-\lambda t})}{\lambda} \end{aligned} \quad (4.17)$$

concluindo que

$$\|\chi(t)\| \leq ke^{-\lambda t}\|\chi(0)\| + \frac{k}{\lambda} \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\Delta(\tau)\| \quad (4.18)$$

Assim, percebe-se que a desigualdade (4.18) preenche os requisitos da Definição 1, ao considerar $\beta(r, s) = ke^{-\lambda s}r$ uma função contínua de classe \mathcal{KL} e $\gamma(s) = \frac{k}{\lambda}s$ uma função contínua de classe \mathcal{K} .

Nota-se a partir de (4.18) que o sistema em malha fechada é ISS em relação ao termo $\Delta(t)$, logo contém as seguintes propriedades (KHALIL, 2015)

- Para todo $\Delta(t)$ limitado, $\chi(t)$ é finalmente limitado por $\frac{k}{\lambda} \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\Delta(\tau)\|$, pois a parcela da solução $ke^{-\lambda t}\|\chi(0)\| \rightarrow 0$ com $t \rightarrow \infty$;
- Independente do valor inicial dos erros em $\chi(0)$, se $\Delta(t) \rightarrow 0$ com $t \rightarrow \infty$, então $\chi(t) \rightarrow 0$ exponencialmente.

Assim, em outras palavras, sendo o termo $\Delta(t)$ uma representação generalizada das perturbações em cada grau de liberdade, é possível concluir que os erros de seguimento de posição e velocidade contidos em $\chi(t)$ serão proporcionais a essas perturbações. Assim, o controlador deve ser ajustado para rejeitar tais perturbações mantendo os erros de seguimento pequenos, caso contrário existirão erros que serão proporcionais ao módulo máximo das perturbações. Nos experimentos, observou-se que ao refinar os ganhos do controlador, é possível melhorar o desempenho de controle, inclusive nos problemas de trajetória, onde o movimento do VANT propicia o aparecimento de perturbações.

4.3.1 Resultados Experimentais

Os resultados experimentais a seguir são obtidos em um laboratório configurado conforme a imagem da Figura 27, cujo espaço útil é de aproximadamente $2,0 \times 2,0 \times 3,0$ m. Nota-se na imagem, que é permitida a interação do usuário com o veículo durante as missões de voo.



Figura 27 – Exemplo de configuração de ambiente interior para voos experimentais.

A implementação dos algoritmos dos sistemas de navegação e controle é realizada em uma estação de solo (computador portátil), conforme o diagrama de blocos da Figura 28.

De acordo com a discussão da Seção 3.4.2, sabe-se que os parâmetros dos modelos podem variar com a configuração do piloto automático. Assim, nos experimentos em ambientes interiores, as configurações do piloto automático foram ajustadas para $\phi_{max} = \theta_{max} = 0,2$ rad, $\dot{z}_{max} = 0,7$ m/s e $\dot{\psi}_{max} = 1,74$ rad/s e os parâmetros do modelo adotados conforme a Tabela 7.

Finalmente, os ganhos de controle foram ajustados inicialmente para os valores da Tabela 8 e depois, para cada experimento realizado, pequenos ajustes foram realizados

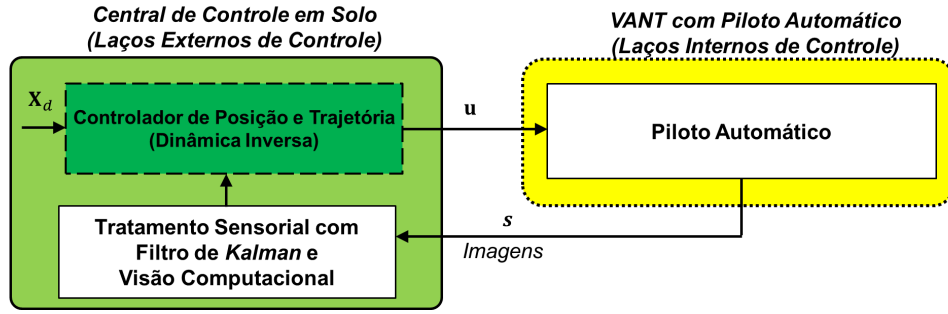


Figura 28 – Diagrama simplificado do controle de posicionamento e trajetória em cascata por dinâmica inversa.

Tabela 7 – Parâmetros usados nos experimentos em ambientes interiores.

$K_1 = 5,0 [m/s^2]$	$K_2 = 5,5 [m/s^2]$	$K_3 = 0,55 [m/s^2]$	$K_4 = 1,45 [rad/s^2]$
$C_x = 0,3 [1/s]$	$C_y = 0,1 [1/s]$	$C_z = 0,7 [1/s]$	$C_\psi = 0,7 [1/s]$

a partir desses valores iniciais procurando obter melhora do desempenho de controle do sistema.

Tabela 8 – Valores de referência para os ganhos de controle nos experimentos de posicionamento e trajetória em ambientes confinados (ajustes refinados foram realizados durante a execução dos experimentos).

K_{p_x}	K_{p_y}	K_{p_z}	K_{p_ψ}	K_{d_x}	K_{d_y}	K_{d_z}	K_{d_ψ}
2,5	2,5	1,0	3,0	2,0	2,5	0,8	0,5

Destaca-se novamente que a parametrização experimental dos ganhos de controle melhora o desempenho observado. Como procedimento recomendado, deve-se escolher inicialmente valores similares para os ganhos κ_p e κ_d . A partir deles, ajustes refinados podem ser conduzidos para alcançar uma resposta mais satisfatória. Leva-se em consideração que os ganhos proporcionais modificam a agressividade do movimento do VANT no grau de liberdade correspondente, acelerando a convergência aos valores desejados. Enquanto isso, os ganhos derivativos auxiliam na limitação da velocidade de movimento do VANT quando há grandes erros de controle. Assim, também diminuem possíveis sobressinais e oscilações nas proximidades das posições desejadas. Quando mal ajustados, os ganhos provocam oscilações excessivas que podem resultar em acidentes.

Por questões de segurança, os experimentos começam com decolagem manual do VANT levando-o até uma posição inicial do experimento a partir da qual a estimação de estados se inicia depois do primeiro contato confiável com a marcação visual. Posteriormente, ativa-se o controle automático que passa a guiar o VANT automaticamente.

4.3.1.1 Controle de Posicionamento

Como primeiro resultado, apresenta-se um controle de posicionamento cujas variáveis desejadas são declaradas como as constantes $\mathbf{X}_d = [0,0 \ 0,0 \ 1,2 \ 0,0]^T$. Instantes

depois da decolagem, o veículo é perturbado intencionalmente por forças externas aplicadas sobre o seu corpo e por bloqueios intencionais da marcação visual nas imagens da câmera frontal. O objetivo é demonstrar a robustez dos sistemas desenvolvidos e sua capacidade de recuperação da navegação, mesmo na presença de grandes erros, provocados pelas perturbações e depois da perda temporária do contato com a marcação visual. Para proporcionar um melhor entendimento sobre o procedimento adotado nesse experimento, há uma filmagem disponível em <http://youtu.be/dO5tlmWcyWY>.

Na Figura 29, o resultado de controle é apresentado em função das variáveis de interesse, exibindo as posições e orientações desejadas, em comparação com a resposta sensorial obtida do sistema de navegação. Destaca-se que as três posições e a orientação de guinada desejadas são valores passados diretamente através de \mathbf{X}_d . Já as orientações desejadas ϕ_d e θ_d são indiretamente referenciadas ao sistema interno de controle da atitude, através dos sinais u_x e u_y e sua relação com as orientações, conforme descrito em (4.5). Observe que, nas curvas, a hipótese de usar essa transformação linear para conversão entre as referências é válida, uma vez que os erros tendem a se anular no experimento, confirmando experimentalmente as suposições de operação da estrutura hierárquica mencionadas nas Notas 1 e 2.

Nos instantes $t \approx 25$ s e $t \approx 35$ s das curvas da Figura 29, observa-se que as posições y e x do VANT são forçadas para fora de suas referências, inserindo no sistema erros em torno de $\pm 1,0$ m. No instante $t \approx 45$ s, a orientação ψ é perturbada por mais de 1,5 rad. Nota-se, em todas as circunstâncias, a capacidade dos sistemas em recuperar as referências, mantendo a navegação estável mesmo quando a marcação visual é perdida.

Finalmente, observando o experimento entre os instantes $t \approx 50$ s e $t \approx 70$ s, nota-se que não há perturbações externas aplicadas ao VANT. Usando dados sensoriais desse intervalo para calcular o índice RMSE, gera-se uma métrica de comparação entre os valores desejados e os lidos para as variáveis de interesse. Pelos resultados obtidos na Tabela 9, percebe-se um bom comportamento numérico dos erros em regime permanente, com valores próximos de zero em todos os graus de liberdade.

Tabela 9 – RMSE do experimento de posicionamento.

	x (m)	y (m)	z (m)	ψ (rad)
RMSE	0,0290	0,0271	0,0150	0,0185

Em termos comparativos, em (ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a) o sistema de navegação que foi proposto no trabalho é usado para realimentar um algoritmo PD e realizar o controle de posição do VANT. O melhor resultado obtido indica índices RMSE na ordem de 0,049 m para as variáveis x e y . Comparando apenas esse resultado numérico com o da Tabela 9, pode-se interpretar os resultados apresentados aqui como superiores. Entretanto, é prudente lembrar que os experimentos possuem a mesma função

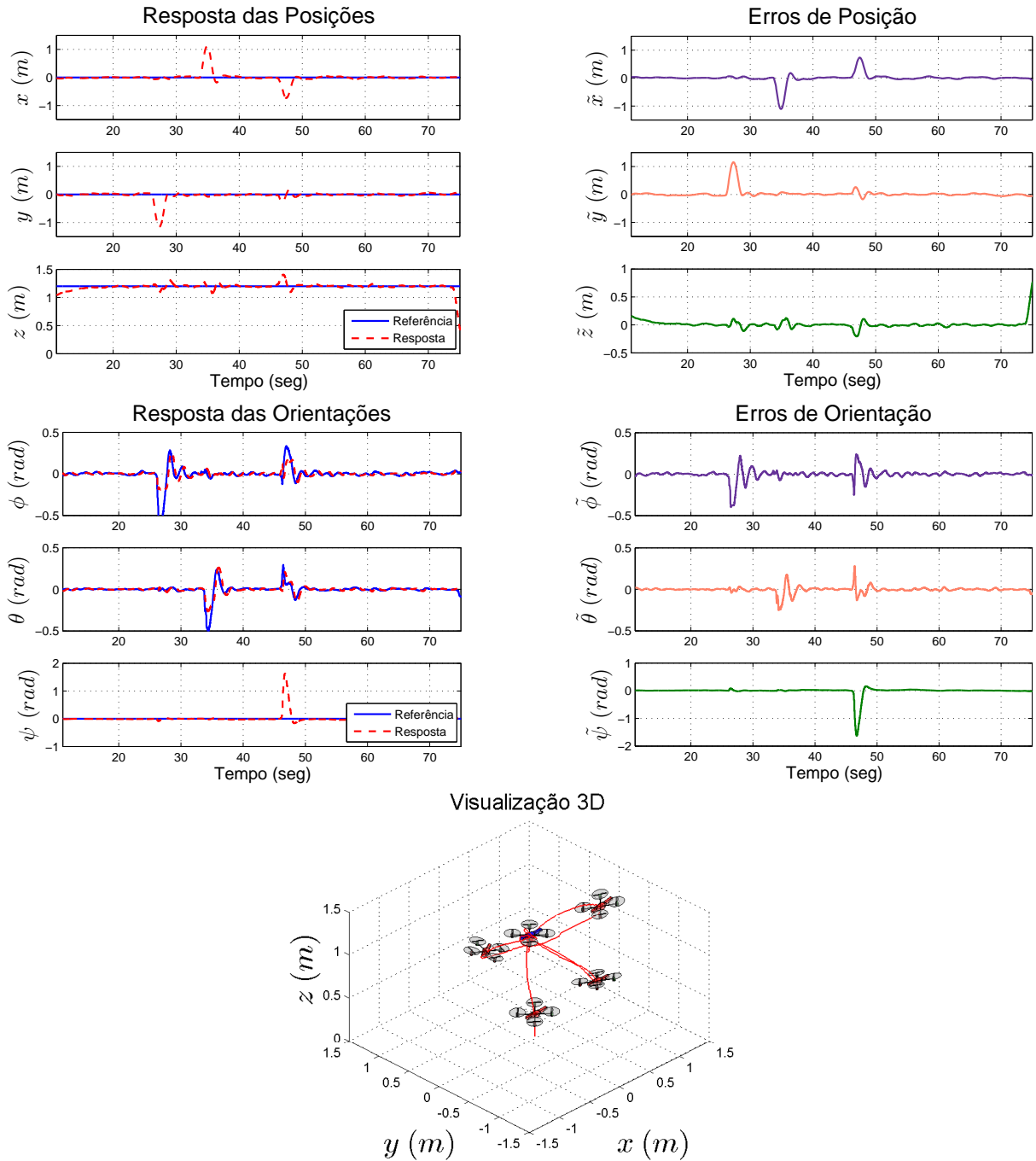


Figura 29 – Experimento de posicionamento em ambientes interiores.

(controle de posicionamento), porém foram executados em circunstâncias de voo diferentes. Logo, dizer que ambos os trabalhos apresentam resultados semelhantes é mais coerente. Porém, o algoritmo usado no sistema de navegação proposto aqui possui implementação mais simples e isso significa ganho computacional, por exemplo, ao transportá-lo para plataformas microcontroladas embarcadas no veículo, como aquelas demonstradas em (LUGO; ZELL, 2014).

Finalmente, na Figura 30 há um exemplo do efeito negativo que o deslizamento (*drifting*) na odometria possui. Ao utilizar os dados do experimento de posicionamento

para comparar a posição estimada pela fusão sensorial com aquela obtida diretamente da integração dos sinais de velocidade (odometria), é possível perceber o deslocamento sofrido na posição do veículo. Note que inicialmente a diferença é pequena entre as estimativas no instante $t = 11,3$ s, porém ela aumenta à medida que o tempo passa e que o VANT se movimenta, chegando a uma diferença significativa ao final do experimento no instante $t = 75,3$ s. Nesse trabalho, essa análise é feita somente para o experimento de posicionamento. Entretanto, destaca-se que efeitos similares de deslocamento são observados em todos os voos do VANT. Assim, destaca-se a importância do uso de um sistema de navegação baseado na fusão dos dados inerciais com os visuais.

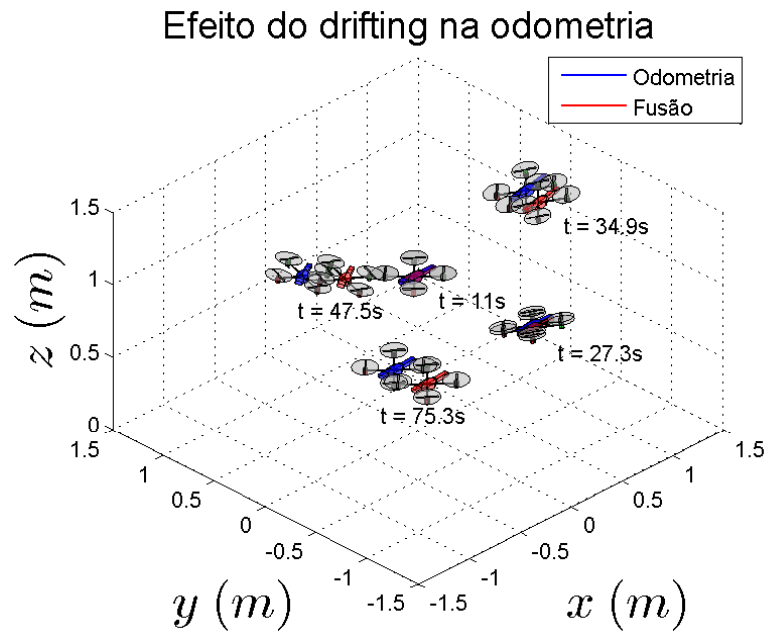


Figura 30 – Efeito do *drifting* de posição no experimento de posicionamento em ambientes interiores.

Em seguida, na Figura 31, um resultado similar é apresentado. Porém, agora navegação entre diversas posições diferentes é realizada com o intuito de representar uma forma geométrica no plano xy . Para formar uma imagem, os pontos desejados são definidos inicialmente como $\mathbf{X}_d = [0, 0 \quad 0, 0 \quad 1, 2 \quad 0, 0]^T$ e depois redefinidos a cada 5 s de experimento, conforme a sequência de degraus apresentada nas curvas.

Nesse experimento é possível analisar a resposta transiente para a navegação entre as posições desejadas diferentes x e y , através de entradas do tipo degrau. Percebem-se tempos de acomodação similares em todos os movimentos na ordem de 1,5 s, com as configurações adotadas para esse experimento. Note nos gráficos a convergência do erro de posição e de orientação, mesmo quando ocorrem falhas de seguimento acentuadas nos instantes em que há mudança nas posições desejadas. Para melhor compreensão do experimento, há uma filmagem disponível em <http://youtu.be/RKkoMjk58oA>.

Grandes erros de posição provocados por perturbações ou mudanças repentinas

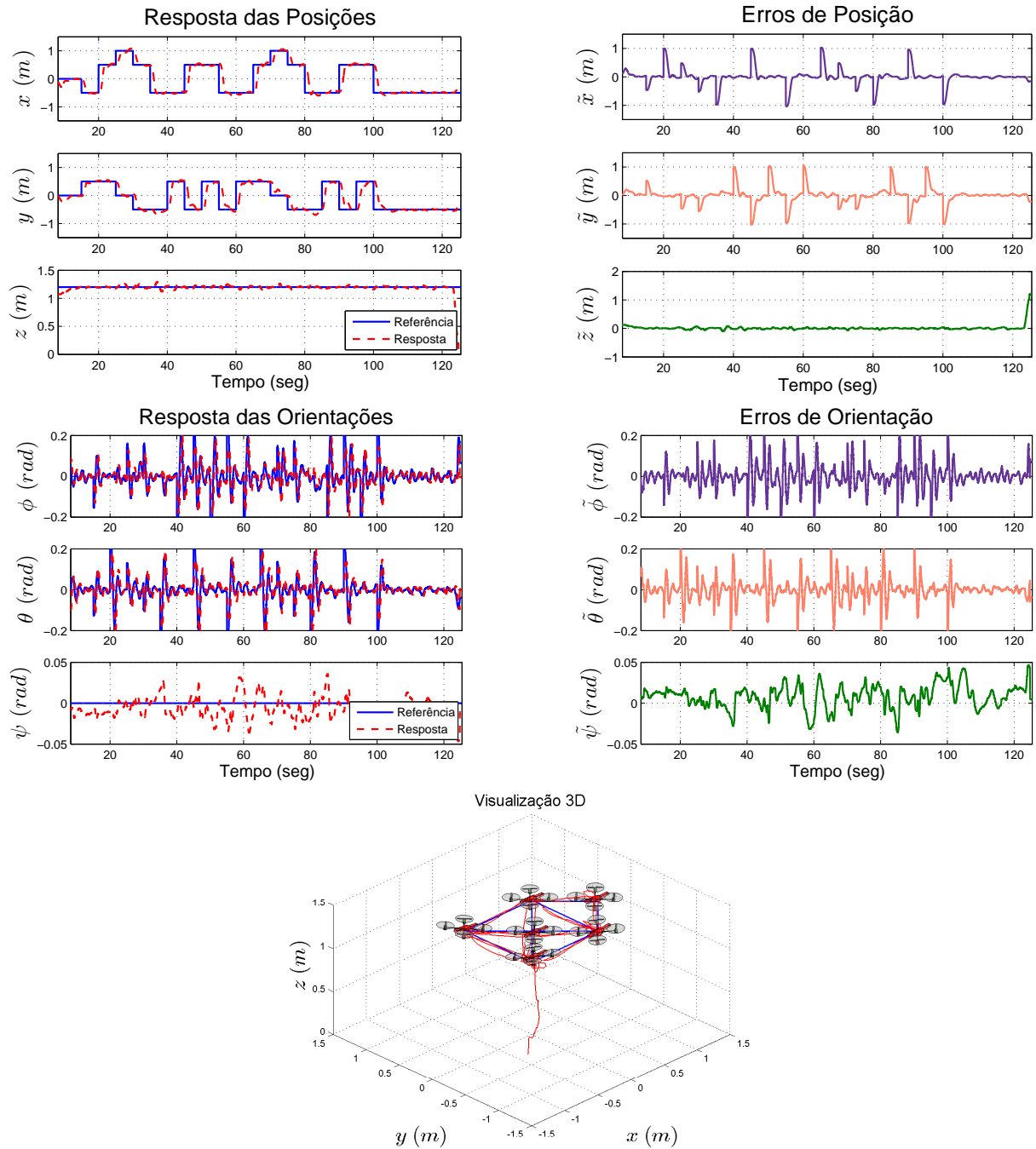


Figura 31 – Experimento de navegação entre pontos em ambientes interiores.

nos valores de referência podem saturar o sistema de controle. Nesses casos, o módulo da ação de controle calculada irá requerer um movimento que o VANT não é capaz de realizar. Isso pode ser visto, por exemplo, na variável ϕ da Figura 29 no instante $t \approx 25$ s. O grande erro provocado por uma perturbação momentânea, solicita, através do cálculo da ação de controle correspondente, uma orientação desejada maior que o limite permitido. O efeito prático observado é o truncamento da orientação no seu limite máximo.

Nesses casos, mesmo que imperfeitamente, a orientação do VANT se modifica seguindo a direção necessária para que o veículo se movimente outra vez até sua região de

controle, dentro da qual o controlador sai do estado de saturação, voltando a alcançar as referências desejadas. Uma análise mais detalhada sobre a manutenção da estabilidade experimental desse movimento é discutida na Seção 4.6. Porém, já é possível perceber essa argumentação em funcionamento nos vídeos em momentos onde o veículo é deslocado.

4.3.1.2 Controle de uma Trajetória Circular

Neste experimento, apresenta-se uma solução de seguimento de trajetória circular com raio de 1,0 m, que é parametrizada como

$$\mathbf{X}_d = [\sin(0,8t) \quad \cos(0,8t) \quad 1,2 \quad 0,0]^T.$$

Durante o experimento, novamente acontecem perdas temporárias de contato visual com a marcação, devido aos movimentos mais amplos do veículo, mas também pela inserção intencional de um obstáculo no ambiente experimental. Demonstra-se nessas circunstâncias a capacidade dos sistemas em manter a navegação dessa trajetória, que requer do VANT movimentos relativamente rápidos.

Na Figura 32 há ilustrações contendo a evolução temporal das variáveis de interesse desse experimento, de onde se pode notar que os maiores erros acontecem quando as variáveis desejadas estão mudando de direção, isto é, nas extremidades das funções trigonométricas que definem a trajetória. Tais efeitos são justificados principalmente por incertezas do modelo que se manifestam como perturbações sistemáticas que impedem o seguimento perfeito das referências. Mesmo assim, é possível constatar o controle acontecendo de forma satisfatória, como pode ser conferido na filmagem disponível em <http://youtu.be/amarVZp7GtY>.

Na Tabela 10, apresenta-se o índice RMSE obtido para as variáveis de interesse, novamente comparando os valores desejados e os lidos do sistema de navegação entre os instante $t \approx 20$ s e $t \approx 75$ s. Usando esse intervalo, desconsidera-se dados incoerentes da decolagem e do pouso do VANT contidos no início e no final do experimento. Em comparação com o experimento de posicionamento, detecta-se uma piora relativa do RMSE, justificável pelas variações numéricas que o movimento do veículo provoca nas leituras dos sensores e também pelo seguimento imperfeito das referências. Mesmo assim, nota-se a tendência dos erros a zero, provando a capacidade do sistema em manter uma navegação autônoma dos todos os movimentos.

Tabela 10 – RMSE do experimento de seguimento de uma trajetória circular.

	x (m)	y (m)	z (m)	ψ (rad)
RMSE	0,0637	0,0653	0,0368	0,0103

Em termos comparativos, em (MERCADO; CASTILLO; LOZANO, 2015) um experimento similar de trajetória circular é apresentado obtendo índices RMSE x de

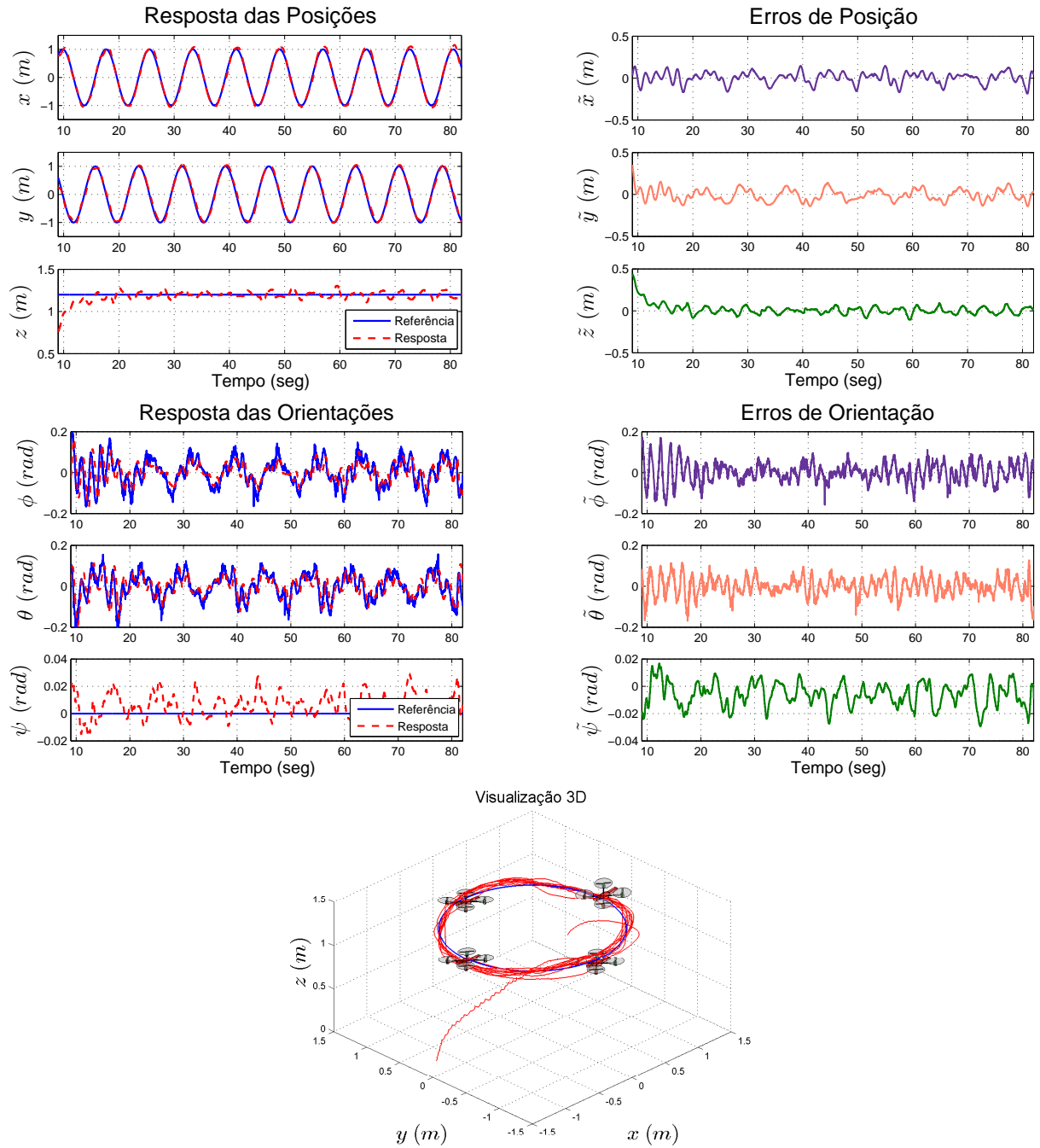


Figura 32 – Experimento de seguimento de trajetória circular em ambientes interiores.

0.045 m e em y de 0.039 m. Embora sejam indicadores melhores que os da Tabela 10, observa-se que a trajetória requerida é cerca de oito vezes mais lenta que aquela que foi realizada neste trabalho (maiores informações e vídeo do experimento em (MERCADO; CASTILLO; LOZANO, 2015)).

4.3.1.3 Controle de uma Trajetória Inclinada

Em seguida uma nova missão de trajetória é passada, porém demandando o controle dos quatro canais de movimento simultaneamente, resultando em uma trajetória com o

formato de um oito inclinado que é parametrizada como

$$\mathbf{X}_d = \begin{bmatrix} 0,5 \sin(0,8t) & \sin(0,4t) & 1,2 + 0,5 \sin(0,4t) & -\frac{\pi}{6} \sin(0,4t) \end{bmatrix}^T.$$

O objetivo é demonstrar a capacidade dos sistemas de controlar simultaneamente os quatro graus de liberdade comandados pelos sinais de pilotagem do VANT e avaliar o comportamento em malha fechada desse seguimento de trajetória. A variável ψ_d é escolhida de forma que a câmera frontal fique sempre direcionada à marcação visual.

A evolução das variáveis desse experimento pode ser conferida nos gráficos da Figura 33. Observa-se que o controlador é capaz de realizar os movimentos desejados através da minimização dos erros para próximo de zero. Há uma dificuldade em destaque, que aparece no seguimento da trajetória de altitude, principalmente devido ao ajuste dos ganhos de controle. Os valores não foram refinados em relação aos experimentos anteriores que exigiam apenas a regulagem de uma altitude fixa. A filmagem do experimento está disponível em <<http://youtu.be/aE9r6szkQzo>>.

Na Tabela 11, considera-se o RMSE das variáveis de interesse calculado no intervalo $t \approx 15$ s e $t \approx 85$ s do experimento. Nota-se na comparação desses valores com o experimento anterior (trajetória circular) que os erros nas posições x e y diminuíram, enquanto os relacionados a altitude z e guinada ψ aumentaram. Para as posições, a justificativa da melhora está associada à velocidade da trajetória dessas variáveis que é, relativamente, menor que da trajetória anterior. Já em relação a altitude e guinada, a justificativa de piora está relacionada ao ajuste dos ganhos de controle, que não foram refinados para melhorar o desempenho. Mesmo assim, nota-se a tendência dos erros a zero, provando a capacidade do sistema em manter a navegação autônoma de todos os graus de liberdade envolvidos nos movimentos.

Tabela 11 – RMSE do experimento de seguimento de uma trajetória em forma de um oito inclinado.

	x (m)	y (m)	z (m)	ψ (rad)
RMSE	0,0591	0,0508	0,0835	0,0222

4.3.1.4 Controle de Posição e Trajetória com Múltiplos VANTs

Como último experimento desta seção, demonstra-se uma extensão do controle de posicionamento e trajetória, na qual uma navegação simultânea entre dois VANTs é realizada no mesmo ambiente experimental. Para realizar esse voo, as implementações dos algoritmos são duplicadas, conforme o diagrama da Figura 34.

Um dos VANTs, identificado pelo subscrito $d1$, deve seguir uma trajetória circular parametrizada como $\mathbf{X}_{d1} = \begin{bmatrix} \sin(0,4t) & \cos(0,4t) & 1,4 & 0,0 \end{bmatrix}^T$, enquanto o outro, identificado pelo subscrito $d2$, deve permanecer parado sobre uma referência fixa dada por

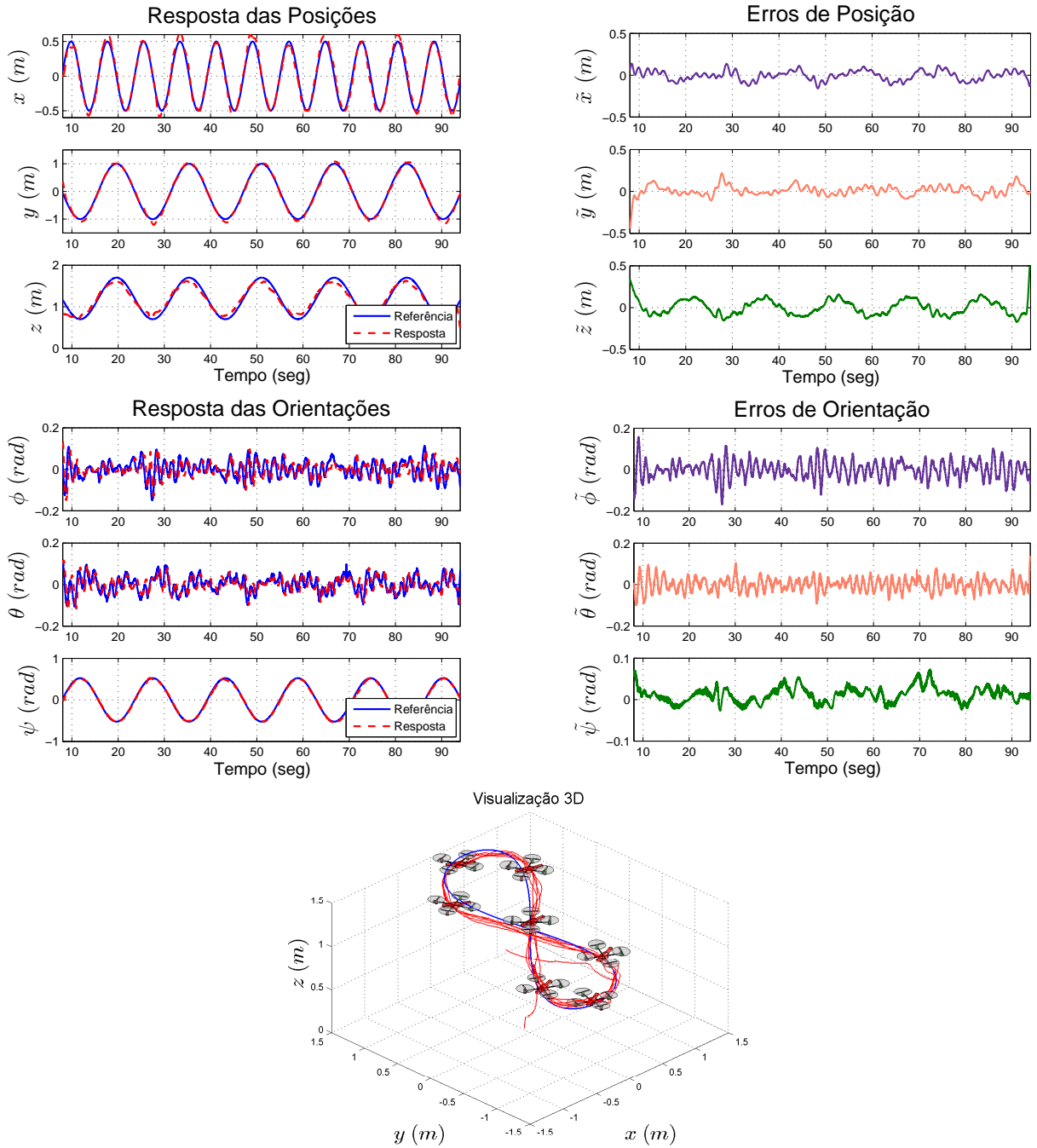


Figura 33 – Experimento de seguimento de trajetória em forma de um oito inclinado.

$\mathbf{X}_{d2} = [0, 0 \quad 0, 0 \quad 1, 1 \quad 0, 0]^T$. O objetivo do experimento é demonstrar a viabilidade de usar os sistemas de navegação e controle propostos em uma configuração multirrobôs aéreos em ambientes interiores, possibilitando novas aplicações, tais como o controle de uma formação aérea. Entretanto, por agora, limita-se a uma demonstração do seguimento de trajetórias independentes definidas sobre rotas livres de colisão.

Na Figura 35 existe a resposta para as variáveis de interesse e os erros obtidas para cada veículo individualmente. Note que ambos desenvolvem as missões passadas de forma independente, mantendo o controle das variáveis durante a navegação simultânea. A filma-

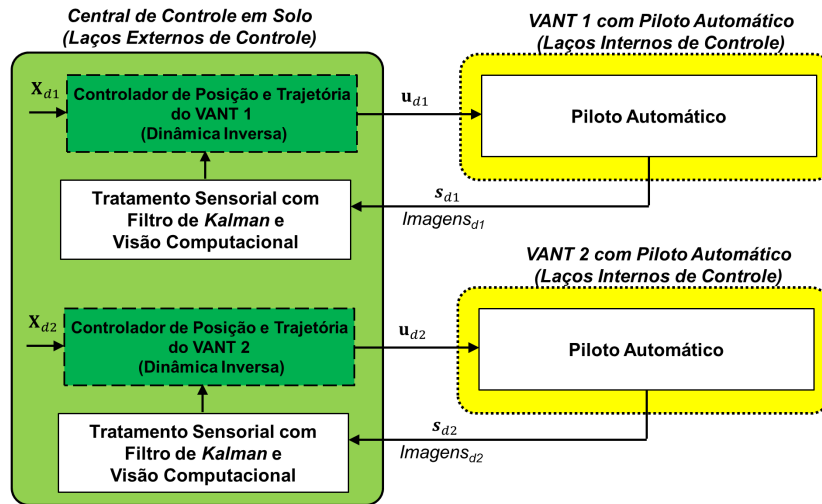


Figura 34 – Diagrama representando a implementação de algoritmos para tarefa de navegação simultânea entre dois VANTs. Destaca-se que a arquitetura de implementação é centralizada, porém o controle é descentralizado e não há cooperação entre os VANTs.

gem relativa a este experimento está disponível em <http://youtu.be/QaaAzGYYQq0>.

Na Tabela 12 estão os índices RMSE obtidos no intervalo $t \approx 10$ s e $t \approx 150$ s, excluindo dados de pouso e decolagem. Observe que pelos resultados o controle é realizado com desempenho similar aos anteriores, concluindo a possibilidade de usar os sistemas desenvolvidos com mais de um veículo simultaneamente.

Tabela 12 – RMSE do experimento de posicionamento e trajetória com dois VANTs.

	x (m)	y (m)	z (m)	ψ (rad)
RMSE _{d1}	0,0702	0,0718	0,0281	0,0155
RMSE _{d2}	0,0348	0,0490	0,0213	0,0150

Entretanto, notou-se nos testes experimentais que, usando mais do que dois veículos em navegação simultânea, aparecem dificuldades computacionais relacionadas ao processamento de múltiplas instâncias do algoritmo visual, que deve ser executado para as imagens de cada VANT individualmente, e isso implica em uma carga de processamento mais considerável. Portanto, para múltiplos veículos, uma arquitetura de processamento distribuída pode ser requerida, na qual diferentes estações de solo fariam de forma independente os cálculos de navegação e controle relativos a cada VANT. No contexto desse último experimento, bastaria compartilhar uma variável de controle de tempo entre as estações de processamento, para permitir a sincronia entre as trajetórias desejadas geradas em cada uma delas.

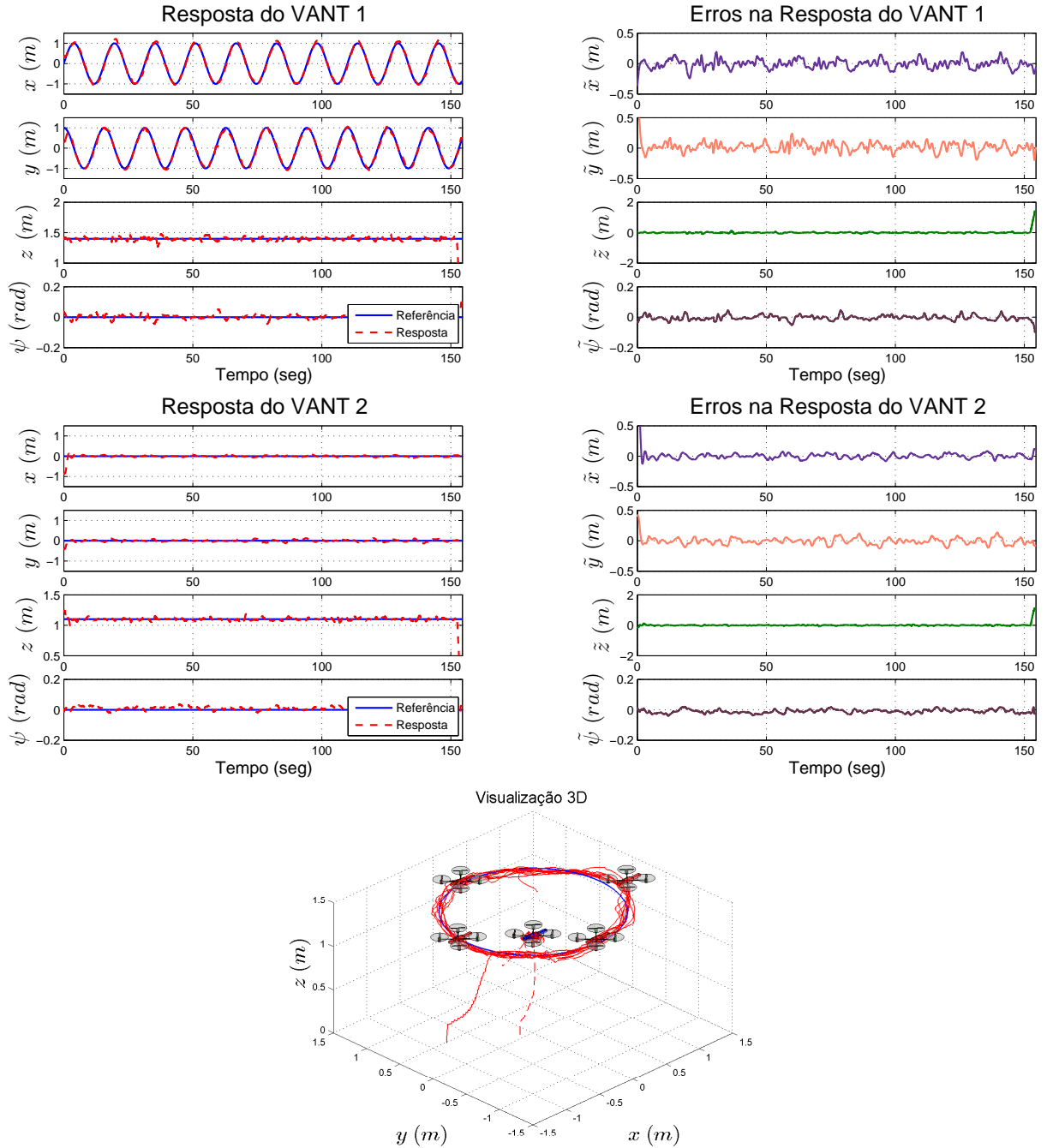


Figura 35 – Experimento de seguimento de trajetória utilizando dois VANTs simultaneamente.

4.4 Controle de uma Formação Aérea Líder-Seguidor

Nesta seção, apresenta-se uma estratégia de controle para uma formação líder-seguidor homogênea entre VANTs, dentro de uma estrutura virtual (GUERRERO; LOZANO, 2012; OH; PARK; AHN, 2015). Tal estrutura pode ser definida como uma forma geométrica no plano cartesiano, através da qual as referências de movimento para os veículos são geradas.

Nesse contexto, consideram-se as variáveis de interesse no sistema de coordenadas global do veículo denominado líder como $\mathbf{X}_{d1} = [x_{d1} \ y_{d1} \ z_{d1} \ \psi_{d1}]^T$ e do veículo deno-

minado seguidor como $\mathbf{X}_{d2} = [x_{d2} \ y_{d2} \ z_{d2} \ \psi_{d2}]^T$. Dessa forma, a estrutura da formação pode ser representada como

$$\mathbf{X}_f = \mathbf{X}_{d1} - \mathbf{X}_{d2} = \begin{bmatrix} x_{d1} - x_{d2} \\ y_{d1} - y_{d2} \\ z_{d1} - z_{d2} \\ \psi_{d1} - \psi_{d2} \end{bmatrix}. \quad (4.19)$$

Para estabelecer a dinâmica dessa estrutura, toma-se sua segunda derivada

$$\ddot{\mathbf{X}}_f = \ddot{\mathbf{X}}_{d1} - \ddot{\mathbf{X}}_{d2} \quad (4.20)$$

Substituindo o modelo dos VANTs (4.9), resulta em

$$\ddot{\mathbf{X}}_f = (\mathbf{R}_{\psi_{d1}} \mathbf{M}_{K_{d1}} \mathbf{u}_{d1} - \mathbf{M}_{C_{d1}} \dot{\mathbf{X}}_{d1}) - (\mathbf{R}_{\psi_{d2}} \mathbf{M}_{K_{d2}} \mathbf{u}_{d2} - \mathbf{M}_{C_{d2}} \dot{\mathbf{X}}_{d2}) \quad (4.21)$$

Dessa forma, a Equação (4.21) é usada para determinar um controlador automático para o veículo seguidor, invertendo-a através da lei de controle

$$\mathbf{u}_{d2} = -\mathbf{f}_{1d2}^{-1} \left(-\mathbf{f}_{2d2} \dot{\mathbf{X}}_{d2} - \mathbf{f}_{1d1} \mathbf{u}_{d1} + \mathbf{f}_{2d1} \dot{\mathbf{X}}_{d1} + \boldsymbol{\nu}_f \right), \quad (4.22)$$

onde

$$\begin{aligned} \mathbf{f}_{1d1} &= \mathbf{R}_{\psi_{d1}} \mathbf{M}_{K_{d1}}, \quad \mathbf{f}_{2d1} = \mathbf{M}_{C_{d1}} \dot{\mathbf{X}}_{d1}, \\ \mathbf{f}_{1d2} &= \mathbf{R}_{\psi_{d2}} \mathbf{M}_{K_{d2}}, \quad \mathbf{f}_{2d2} = \mathbf{M}_{C_{d2}} \dot{\mathbf{X}}_{d2}, \\ \boldsymbol{\nu}_f &= \ddot{\mathbf{X}}_{f_d} + \boldsymbol{\kappa}_{p_f} \tilde{\mathbf{X}}_f + \boldsymbol{\kappa}_{d_f} \dot{\tilde{\mathbf{X}}}_f \end{aligned}$$

com $\tilde{\mathbf{X}}_f = \mathbf{X}_{f_d} - \mathbf{X}_f$ representando o erro de formação, $\boldsymbol{\kappa}_{p_f}$ e $\boldsymbol{\kappa}_{d_f} \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ sendo matrizes de ganho proporcional e derivativo do controlador de formação, definidas como diagonais positivas e \mathbf{X}_{f_d} sendo o vetor contendo a estrutura da formação desejada, caracterizado como

$$\mathbf{X}_{f_d} = \begin{bmatrix} x_{f_d} \\ y_{f_d} \\ z_{f_d} \\ \psi_{f_d} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{d1_d} - x_{d2_d} \\ y_{d1_d} - y_{d2_d} \\ z_{d1_d} - z_{d2_d} \\ \psi_{d1_d} - \psi_{d2_d} \end{bmatrix}.$$

Substituindo a lei de controle (4.22) em (4.21), encontra-se a dinâmica do erro de formação como

$$\ddot{\tilde{\mathbf{X}}}_f + \boldsymbol{\kappa}_{p_f} \tilde{\mathbf{X}}_f + \boldsymbol{\kappa}_{d_f} \dot{\tilde{\mathbf{X}}}_f = \mathbf{0}, \quad (4.23)$$

caracterizando o sistema em malha fechada como assintoticamente estável na ausência de perturbações. Tal conclusão pode ser retirada da mesma análise de estabilidade feita anteriormente na Seção 4.3. Porém, a conclusão nessa aplicação será que $(\tilde{\mathbf{X}}_f, \dot{\tilde{\mathbf{X}}}_f) \rightarrow (\mathbf{0}, \mathbf{0})$

quando $t \rightarrow \infty$, ou seja, a formação é mantida sem erros através do controlador proposto em (4.22).

Destaca-se que o controlador projetado é aplicável a múltiplos seguidores, desde que as posições desejadas de cada seguidor tenham coordenadas próprias dentro da estrutura virtual da formação. Entretanto, do ponto de vista experimental, o uso de múltiplos seguidores implica em maiores dificuldades técnicas de implementação devido as limitações na capacidade de processamento que uma central única possui, ao controlar vários veículos simultaneamente. Também é relevante considerar a segurança do material, uma vez que o risco de colisões é grande em espaços confinados.

Note que o controlador dos seguidores (4.22) necessita de informações sobre a posição, velocidade e sinais de movimento do líder. Usando uma estratégia de implementação centralizada, onde a mesma estação de processamento em solo executa a navegação do líder e também dos seguidores, o compartilhamento das informações ocorre diretamente. Em uma estratégia descentralizada, onde o líder é controlado por uma estação de solo diferente dos seguidores, as informações sensoriais devem ser compartilhadas por uma estrutura apropriada de comunicação. Destaca-se que tal formato é possível através dos protocolos de comunicação wi-fi do AR.Drone, porém há necessidade de configurar uma estrutura de rede contendo todas as estações de processamento e os VANTs como seus nós, assim os dados do líder podem ser compartilhados entre elas. Portanto, a estratégia de implementação adotada deve observar a demanda da missão de voo.

Finalmente, o controle do VANT líder pode ser executado independentemente dos seguidores, de forma manual ou automática (usando a estratégia da Seção 4.3).

4.4.1 Resultado Experimental

Nesta seção, apresenta-se um voo experimental realizado com o controlador de formação, onde a estrutura desejada é caracterizada por

$$\mathbf{X}_{f_d} = \begin{bmatrix} 2,0 \text{ m} \\ 0,0 \text{ m} \\ 0,0 \text{ m} \\ 0,0 \text{ rad} \end{bmatrix}.$$

Em outras palavras significa que no referencial global da posição x , o VANT seguidor deve se posicionar sempre 2,0 m atrás do VANT líder, i.e., $x_{f_d} = x_{d1_d} - x_{d2_d} = 2,0 \text{ m}$. Já nas demais variáveis, os movimentos do líder serão imitados pelo seguidor, uma vez que $y_{f_d} = y_{d1_d} - y_{d2_d} = 0,0 \text{ m}$, $z_{f_d} = z_{d1_d} - z_{d2_d} = 0,0 \text{ m}$ e $\psi_{f_d} = \psi_{d1_d} - \psi_{d2_d} = 0,0 \text{ rad}$.

Dessa forma, é possível adaptar a marcação visual no corpo do líder, conforme ilustração da Figura 36. Assim, os mesmos métodos descritos anteriormente se tornam úteis na estimativa da distância relativa entre os veículos, adaptando-se os algoritmos

para que as coordenadas da marcação visual no sistema global, sejam idênticas as do centro geométrico do líder. Destaca-se que o uso da marcação visual para realimentação relativa de posição entre os VANTs não é obrigatória. Porém, ao retirá-la o efeito observado durante o experimento seria um deslocamento entre os VANTs líder e seguidor, uma vez que a posição de ambos sofreria com os efeitos negativos da odometria, similares aqueles demonstrados pela Figura 30 para o experimento de posicionamento. Logo, o uso da marcação visual é recomendado principalmente para espaços pequenos de voo.

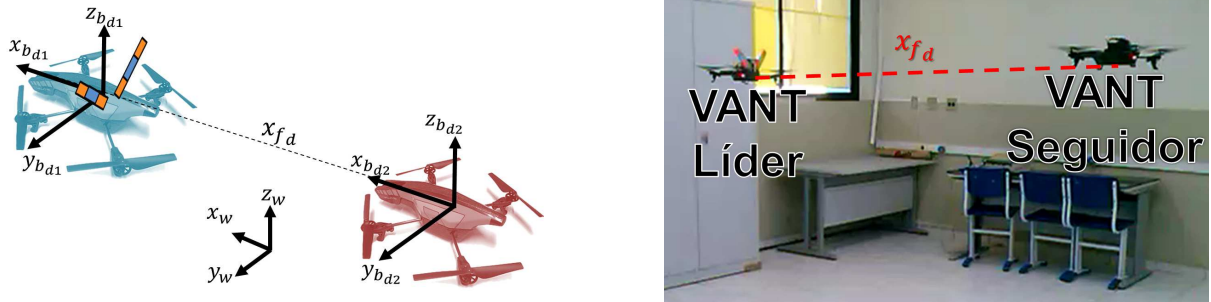


Figura 36 – Estrutura virtual adotada no experimento de formação.

Para implementação, optou-se por uma arquitetura centralizada conforme ilustração da Figura 37. Como a marcação visual está localizada sobre o corpo do líder, ele não utiliza dados visuais para navegar, portanto seu sistema de navegação fica sujeito a deslizamento nas posições discutido anteriormente. Para evitar problemas, optou-se por pilotar manualmente o líder deixando apenas o seguidor em modo automático através do controlador da formação. Já a posição relativa entre os VANTs continua confiável, pois o sistema de navegação do seguidor ainda está habilitado a processar dados da marcação visual normalmente.

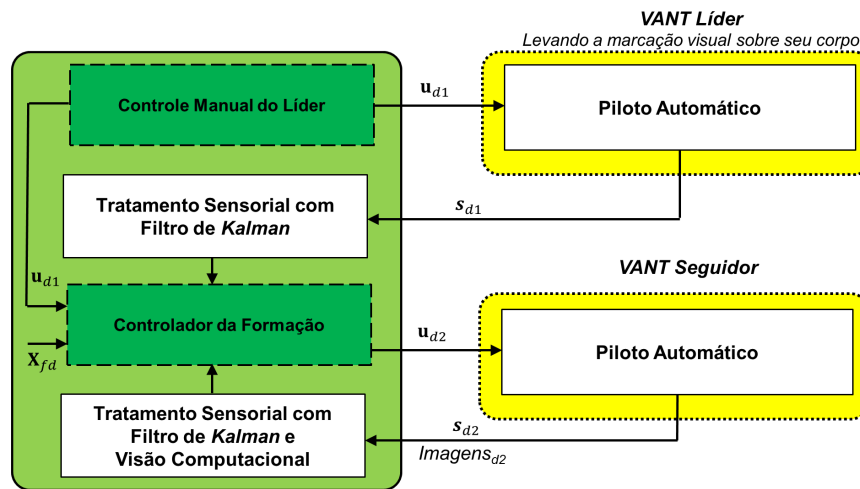


Figura 37 – Diagrama de blocos da arquitetura implementada para o controle de formação líder-seguidor.

Na Figura 38, encontram-se os dados armazenados durante o experimento, contendo em sua primeira parte as variáveis de interesse dos veículos, representadas individualmente.

Nota-se que o sistema controla o mesmo valor para todas as variáveis, exceto a posição x que contabiliza a distância programada de 2,0 m entre os VANTs. Na segunda parte da imagem estão os erros de formação, que permanecem próximos de zero, confirmando a capacidade do controlador em manter a estrutura desejada para a formação.

Também é possível observar nas curvas da Figura 38, o escorregamento na estimativa das posições x e y de ambos os veículos, decorrente da falta de realimentação visual no sistema de navegação do líder.

O resultado final obtido é uma navegação em formação suave e com uma resposta considerada satisfatória para as condições testadas, como pode ser averiguado na filmagem disponível em <<http://youtu.be/V5cd1vJosvE>>.

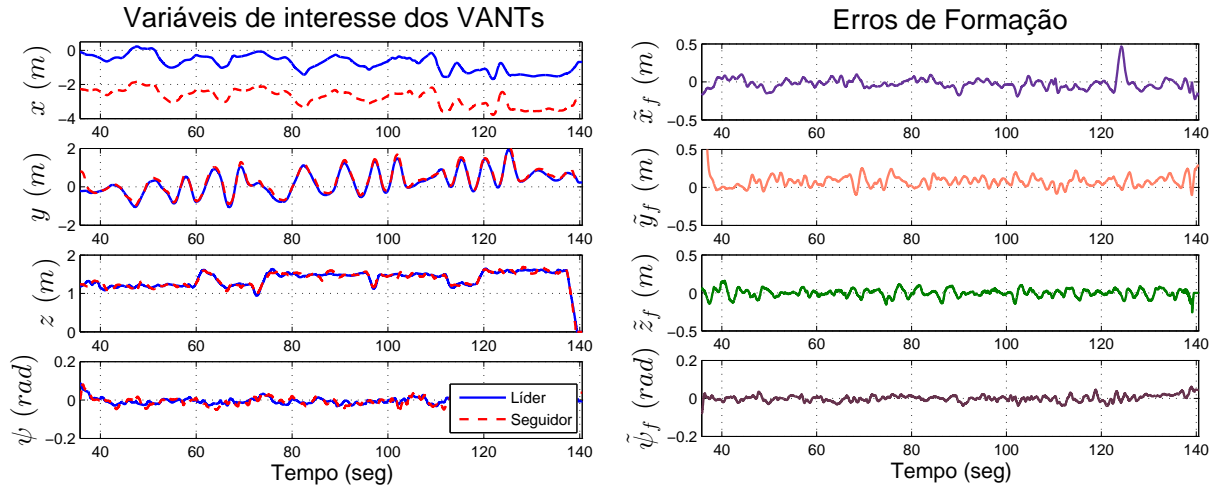


Figura 38 – Experimento de formação aérea líder-seguidor em ambientes interiores.

Os ganhos do controlador da formação são ajustados em voo a partir dos valores de referência da Tabela 13. Ajustes refinados podem ser requeridos para melhora de desempenho.

Tabela 13 – Ganhos de referência do controlador de formação.

$K_{p_{xf}}$	$K_{p_{yf}}$	$K_{p_{zf}}$	$K_{p_{\psi f}}$	$K_{d_{xf}}$	$K_{d_{yf}}$	$K_{d_{zf}}$	$K_{d_{\psi f}}$
1,5	1,5	0,6	2,0	1,25	1,25	0,5	0,5

A Tabela 14, apresenta o índice RMSE obtido para as variáveis da formação, comparando o erro apresentado entre o valor desejado e o valor capturado do sistema de navegação durante o intervalo $t \approx 40$ s e $t \approx 140$ s, considerado aquele que melhor representa o desempenho de controle em regime permanente. Devido à proximidade dos valores de RMSE com zero, pode-se dizer que a estratégia adotada para o controle de formação opera com desempenho satisfatório nas condições testadas.

Tabela 14 – RMSE do experimento de formação homogênea líder-seguidor.

	x_f (m)	y_f (m)	z_f (m)	ψ_f (rad)
RMSE	0,0611	0,0974	0,0611	0,0136

4.5 Controle de Posicionamento por Inversão do Modelo Cinemático Simplificado

Essa seção discute uma abordagem de controle baseada na cinemática do VANT. O principal objetivo é demonstrar uma metodologia de projeto de controladores similar aquela aplicada para robôs móveis à rodas (KANAYAMA et al., 1990). Dessa forma, apresenta-se uma forma de aproveitar os modelos cinemáticos de ambos os veículos em uma metodologia alternativa de projeto de controladores para o posicionamento e formação entre eles.

A consideração de pequenas inclinações possibilita simplificar o modelo cinemático do VANT, ao desprezar os efeitos das velocidades de rolagem e arfagem em (3.1) e (3.3). Assim, considerando como orientação de interesse apenas a a guinada do VANT, sua cinemática simplificada pode ser escrita como

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{R}_\psi \mathbf{V}, \quad (4.24)$$

onde \mathbf{R}_ψ e \mathbf{V} são os mesmos descritos na Seção 4.2.1. Esse modelo pode ser usado no projeto de sistemas de controle de implementação mais simples, especialmente úteis para posicionamento do veículo em implementações embarcadas, por exemplo em microcontroladores, como o do protótipo descrito em (LUGO; ZELL, 2014).

Para o projeto do controlador, inicialmente se supõe que o vetor \mathbf{V} é uma representação das velocidades desejadas em cada grau de liberdade, portanto será denominado como \mathbf{V}_d , resultando em

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{R}_\psi \mathbf{V}_d \quad (4.25)$$

Usando essa definição, as velocidades desejadas podem ser determinadas como

$$\mathbf{V}_d = \mathbf{R}_\psi^{-1}(\dot{\mathbf{X}}_d + \boldsymbol{\kappa}_p^c \tilde{\mathbf{X}}) \quad (4.26)$$

Em malha fechada com (4.25), resulta em

$$\dot{\tilde{\mathbf{X}}} = -\boldsymbol{\kappa}_p^c \tilde{\mathbf{X}} \quad (4.27)$$

onde $\boldsymbol{\kappa}_p^c \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ é uma matriz diagonal positiva de ganhos proporcionais. Tal formato indicaria a estabilidade assintótica da origem, no caso de um seguimento perfeito das velocidades desejadas.

Sabe-se pela Equação (4.10) que a resposta das velocidades do veículo em função de seus comandos de movimento é linear e estável. Portanto, um controlador linear pode ser usado para rastrear as velocidades desejadas para o VANT. Nesse contexto, para seguir as referências de velocidade desejada, uma lei de controle bastante simples é proposta através da realimentação de estados (CHEN, 1999), sendo dada por

$$\mathbf{u} = \mathbf{V}_d - \boldsymbol{\kappa}_d^c \mathbf{V} \quad (4.28)$$

onde $\boldsymbol{\kappa}_d^c \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ é uma matriz diagonal positiva de ganhos do controlador de velocidade por realimentação de estados. Assim, ao substituir (4.28) em (4.10), obtém-se em malha fechada

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}} &= \mathbf{M}_K(\mathbf{V}_d - \boldsymbol{\kappa}_d^c \mathbf{V}) - \mathbf{M}_C \mathbf{V} \\ &= \mathbf{M}_K \mathbf{V}_d - \underbrace{(\mathbf{M}_C + \mathbf{M}_K \boldsymbol{\kappa}_d^c)}_{\text{Hurwitz}} \mathbf{V} \end{aligned} \quad (4.29)$$

indicando que esse controlador mantém a característica estável de resposta das velocidade do VANT a \mathbf{u} . Portanto, o controlador baseado em cinemática inversa se resume em aplicar as Equações (4.26) e (4.28).

Para analisar a convergência dos erros, note que ao usar (4.28), o seguimento das referências \mathbf{V}_d ocorre de forma estável, porém não há garantias de que o seguimento é perfeito (CHEN, 1999). Portanto, supondo a existência de uma diferença entre as velocidades desejadas e as reais, define-se sua representação como $\Upsilon = \mathbf{V}_d - \mathbf{V}$. Ao substituir essa notação em (4.24) e depois aplicar novamente (4.26), resulta em

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}} &= \mathbf{R}_\psi \mathbf{V}_d - \mathbf{R}_\psi \Upsilon \\ \dot{\mathbf{X}} &= -\boldsymbol{\kappa}_p^c \mathbf{X} + \boldsymbol{\varepsilon} \end{aligned} \quad (4.30)$$

onde $\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{R}_\psi \Upsilon$, é um termo que representa a diferença entre as velocidades desejadas e reais, devidamente rotacionada. Visualizando-o como uma perturbação do sistema em malha fechada, a análise de estabilidade pode ser conduzida novamente através da Definição 1, cuja conclusão é a de que os erros de posição são finalmente limitados e proporcionais a $\|\boldsymbol{\varepsilon}\|_\infty$, sendo nulos caso de $\|\boldsymbol{\varepsilon}\|_\infty = 0, 0$. Logo, quanto menor o erro de seguimento de velocidade, menor será o erro final de posição.

A última observação relevante para essa análise é que em situações onde a posição desejada para o VANT é fixa, as velocidades desejadas são nulas. Nessa circunstância, o controlador (4.28) funciona bem, pois sua origem é assintoticamente estável. Porém, em situações como as que requerem trajetórias, onde a posição e velocidade desejadas variam no tempo, os erros de seguimento se acentuam. Diante desses argumentos, recomenda-se a implementação desse controlador apenas para posicionamento do VANT ou para movimentos lentos, nos quais seja possível rastrear as velocidades com desempenho satisfatório.

4.5.1 Resultados de Simulação

A seguir, apresentam-se dois resultados de simulação produzidos para demonstrar as características discutidas do controlador por cinemática inversa. Considera-se na simulação o modelo dinâmico e os parâmetros da Seção 3.4.1 e o controlador proposto na seção anterior ajustado com os ganhos $\kappa_p^c = \text{diag}(0, 4, 0, 4, 0, 5, 0, 5)$ e $\kappa_d^c = \text{diag}(0, 5, 0, 5, 0, 2, 0, 2)$. A posição inicial do VANT em ambas as simulações é $\mathbf{X}_0 = [-2, 0 \quad -1, 0 \quad 0, 0 \quad 0, 0]^T$.

A simulação inicial, ilustrada na Figura 39, consiste em controlar o posicionamento para $\mathbf{X}_d = [0, 0 \quad 0, 0 \quad 2, 0 \quad \frac{\pi}{2}]^T$. Nota-se a convergência dos erros de posição para zero, enquanto o controlador tenta seguir as referências calculadas para as velocidades. Inicialmente o seguimento das velocidades é estável, mas imperfeito. À medida que o erro de posição diminui, a referência de velocidade desejada se aproxima de zero, o que significa que o veículo vai parando ao se aproximar da posição desejada. Nesse caso, o valor desejado das velocidades se anula, e o controlador de velocidade consegue manter o seguimento perfeito.

A segunda simulação, ilustrada na Figura 40, requisita o controle de uma trajetória do VANT parametrizada como $\mathbf{X}_d = [\sin(\frac{2\pi}{20}t) \quad \cos(\frac{2\pi}{20}t) \quad 2, 0 \quad \frac{\pi}{2} \cos(\frac{2\pi}{20}t)]^T$. Note que, conforme o esperado, o seguimento das velocidades é realizado de forma estável e imperfeita. Como resultado observado, os permanentes erros de seguimento da velocidade se refletem também em erros de posição, deslocando a trajetória executada daquela desejada.

Da análise das simulações, conclui-se que o controlador cinemático é de fato capaz de controlar a posição do VANT. Porém, considerando referências de posição variáveis, o seguimento imperfeito das velocidade ocasiona o surgimento de erros associados, que podem ser minimizados através de controladores mais eficientes para rastreamento da velocidade (podem ser investigados em trabalhos futuros).

Finalmente, no artigo publicado em (SANTANA; BRANDÃO; SARCINELLI-FILHO, 2015b) se utiliza de um método similar para realizar o controle experimental de posição do VANT, porém com voos realizados em ambientes exteriores. Apesar dos resultados se tratarem de testes preliminares, já é possível identificar nos resultados do artigo a capacidade de controle de posição baseado na metodologia de inversão da cinemática simplificada. Um vídeo de um dos experimentos de navegação está disponível em <http://youtu.be/VJYntQ_uWB4>. A seguir há outra aplicação experimental, porém projetada para o controle de uma formação multirrobôs.

4.5.2 Resultado Experimental: Controle de Formação Heterogênea Líder-Seguidor

Nesta seção se discute uma aplicação de controle de formação heterogênea líder-seguidor entre um veículo terrestre não tripulado (VTNT) e o VANT, baseada nos modelos

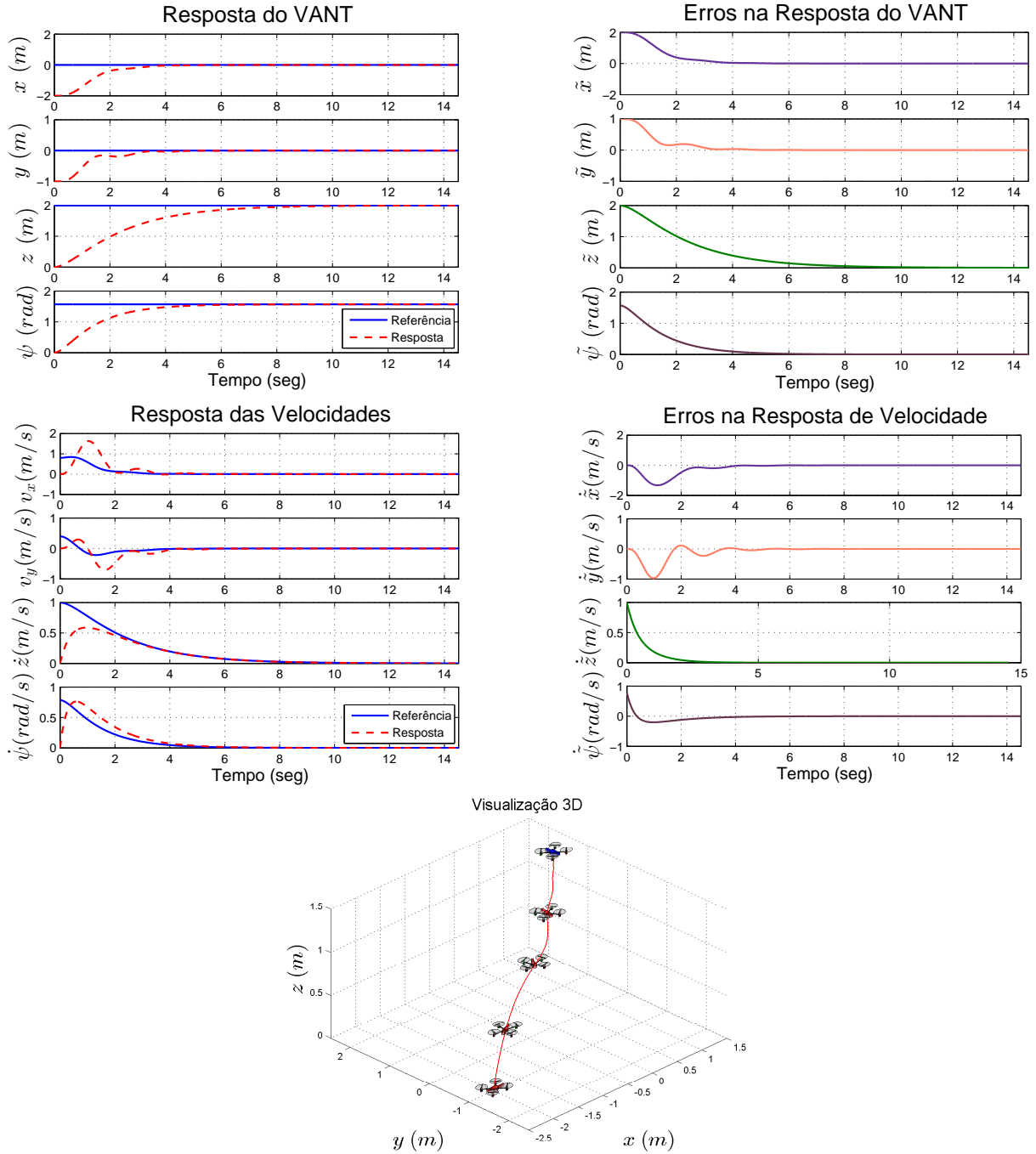


Figura 39 – Simulação do posicionamento com controlador baseado em cinemática inversa.

cinemáticos dos robôs e uma estrutura virtual para a formação. Durante o desenvolvimento a seguir, os sistemas de coordenadas presos aos corpos dos robôs serão denominados de $\langle r \rangle$ para o VTNT e de $\langle q \rangle$ para o VANT.

Para definir a estrutura virtual da formação, utiliza-se um esquema conforme o da Figura 41. O VTNT usado é o robô *Pioneer 3-DX* (MOBILEROBOTS, 2006), cuja postura no sistema global de coordenadas é dada como $\mathbf{X}_r = [x_r \ y_r \ z_r \ \psi_r]^T$, onde z_r representa uma cota virtual da sua altitude.

Dessa forma, seu modelo cinemático pode ser expresso como em (KANAYAMA et

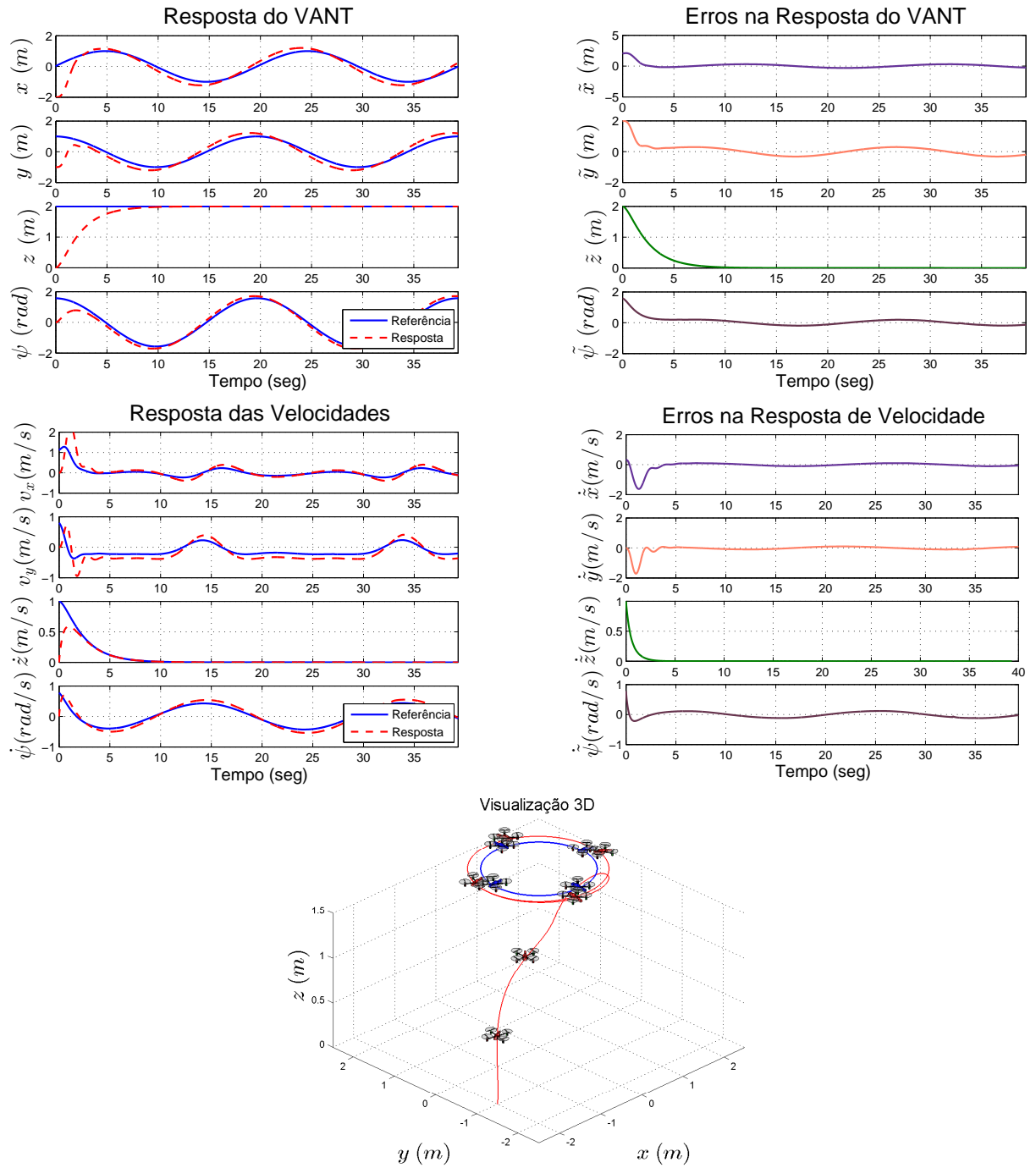


Figura 40 – Simulação do seguimento de uma trajetória com controlador baseado em cinemática inversa.

al., 1990), através da equação

$$\dot{\mathbf{X}}_r = \begin{bmatrix} \dot{x}_r \\ \dot{y}_r \\ \dot{z}_r \\ \dot{\psi}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi_r)v_r \\ \sin(\psi_r)v_r \\ 0, 0 \\ \omega_r \end{bmatrix} \quad (4.31)$$

com v_r e ω_r representando as velocidades linear e angular do robô, respectivamente, em seu próprio referencial.



Figura 41 – O VANT AR.Drone 2.0 e o VTNT Pioneer 3-DX, representados em conjunto com os sistemas de coordenadas adotados nos experimentos de formação.

Nesse contexto, adota-se a estrutura virtual da formação como $\mathbf{X}_f = \mathbf{X}_r - \mathbf{X}_q$, onde \mathbf{X}_r é a postura robô terrestre (líder) e \mathbf{X}_q do quadrimotor (seguidor). Tomando sua primeira derivada, encontra-se $\dot{\mathbf{X}}_f = \dot{\mathbf{X}}_r - \dot{\mathbf{X}}_q$. Substituindo a Equação (4.24), resulta em

$$\dot{\mathbf{X}}_f = \dot{\mathbf{X}}_r - \mathbf{R}_{\psi_q} \mathbf{V}_q \quad (4.32)$$

Tomando-se uma lei de controle pela inversão desse modelo, propõe-se usar

$$\mathbf{V}_{qd} = -\mathbf{R}_{\psi_q}^{-1}(-\dot{\mathbf{X}}_r + \dot{\mathbf{X}}_{fd} + \boldsymbol{\kappa}_{pf}^c \tilde{\mathbf{X}}_f),$$

como sinal de controle auxiliar, representando as velocidades de referência que o veículo seguidor deve executar para manter sua formação com o líder. Usando essas referências no controlador de velocidade proposto (4.28), o sistema em malha fechada se caracteriza de forma similar àquele discutido na seção 4.5.

Nessas equações, a variável \mathbf{X}_{fd} representa o valor desejado para as variáveis de interesse da formação, caracterizado como

$$\mathbf{X}_{fd} = \begin{bmatrix} x_{fd} \\ y_{fd} \\ z_{fd} \\ \psi_{fd} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{rd} - x_{qd} \\ y_{rd} - y_{qd} \\ z_{rd} - z_{qd} \\ \psi_{rd} - \psi_{qd} \end{bmatrix},$$

$\tilde{\mathbf{X}}_f = \mathbf{X}_{fd} - \mathbf{X}_f$ representa o erro da formação e $\boldsymbol{\kappa}_{pf}^c \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ uma matriz de ganho diagonal e definida positiva.

Observe que \mathbf{V}_{qd} demanda informações de posição x_r e y_r , de velocidade v_r e ω_r e de orientação ψ_r do veículo líder, portanto a implementação deve considerar o acesso a essas variáveis. Na Figura 42, demonstra-se um diagrama de blocos da arquitetura de navegação e controle usada nos experimentos.

Para validação da arquitetura proposta, realizam-se dois experimentos nos quais a formação desejada é estabelecida como $\mathbf{X}_{fd} = [1, 5 \quad 0, 0 \quad -1, 0 \quad 0, 0]^T$, que em outras

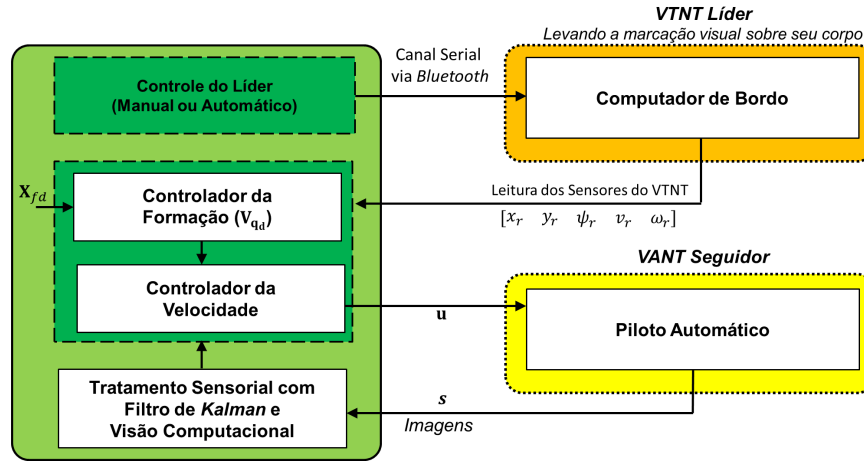


Figura 42 – Diagrama da arquitetura implementada para o controle de formação líder-seguidor heterogênea.

palavras significa que no referencial global da posição x , o VANT deve se manter sempre 1,5 m atrás do VTNT, i.e., $x_{fd} = x_{rd} - x_{qd} = 1,5$ m. Já em y , ambos devem manter a mesma posição, pois $y_{fd} = y_{rd} - y_{qd} = 0,0$ m. Na cota z , o VTNT sempre terá valor considerado 0,0 m, portanto a altitude de voo escolhida para o VANT é de 1,0 m, pois $z_{fd} = z_{rd} - z_{qd} = -1,0$ m. Finalmente, o ângulo de orientação será $\psi_{fd} = \psi_{rd} - \psi_{qd} = 0,0$ rad.

No primeiro experimento, a proposta é guiar manualmente o veículo líder e deixar que o algoritmo de controle guie o veículo seguidor. Na Figura 43, é possível observar as variáveis armazenadas durante o experimento para ambos os veículos. Nota-se na curva de erros que, entre os instantes em que a posição do VTNT é constante, os erros de posição tendem a se anular, enquanto que, entre os instantes com movimento os erros se estabilizam em algum valor pequeno. Tal efeito é o mesmo observado nas simulações anteriores e se deve aos erros de seguimento nas referências de velocidade. Apesar disso, é possível perceber a capacidade dos sistemas em manter a formação desejada com pequenos erros durante os movimentos. A filmagem desse experimento pode ser conferida em <http://youtu.be/Pk0E-7e4Cm8>. Na Tabela 15, está o índice RMSE obtido para os erros de formação durante o experimento. Nota-se o bom comportamento numérico dos erros, próximos de zero em todos os graus de liberdade.

Tabela 15 – RMSE do experimento de formação heterogênea líder-seguidor com controle manual.

	x_f (m)	y_f (m)	z_f (m)	ψ_f (rad)
RMSE	0,0840	0,0382	0,0258	0,0188

O segundo experimento requer a mesma formação, porém com um laço de controle automático implementado conforme (KANAYAMA et al., 1990), para reposicionar o líder sobre o eixo x . Na Figura 44 é possível observar o resultado armazenado nesse experimento. Para uma análise mais crítica, observe apenas o grau de liberdade x entre os instantes $t = 0$ s até $t \approx 15$ s, onde há o início do experimento. Ali o sistema de controle é ligado

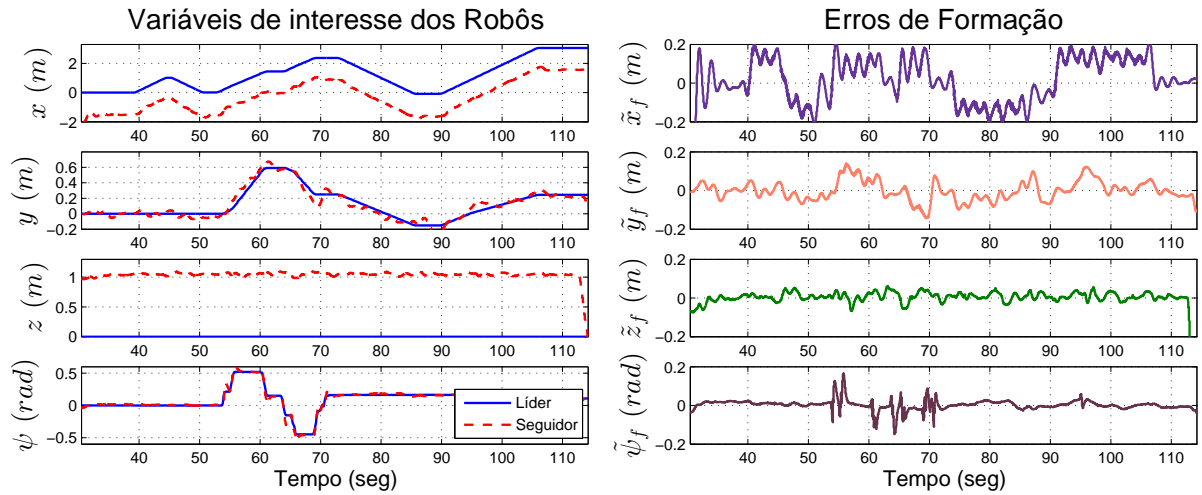


Figura 43 – Experimento de formação líder-seguidor heterogênea em ambientes interiores. Líder com controle manual.

e, como o veículo líder fica alguns instantes parado, é possível visualizar a tendência do erro de formação ser anulado. Entre os instantes $t \approx 15$ s até $t \approx 30$ s, o líder realiza um movimento até uma nova posição x . No gráfico do erro de formação, é possível observar que o erro existirá, porém limitado a 0,2 m em módulo, decaindo até zero à medida que o líder vai parando. Atribui-se tal efeito novamente, ao seguimento imperfeito das velocidades de referência variáveis que ocorrem devido ao movimento do líder. Porém, ao parar na posição desejada o erro se anula, conforme esperado. Independente disso, percebe-se que o sistema é capaz de manter a formação com pequenos erros, conforme pode ser conferido na filmagem em <http://youtu.be/82EeSVG4nBY>.

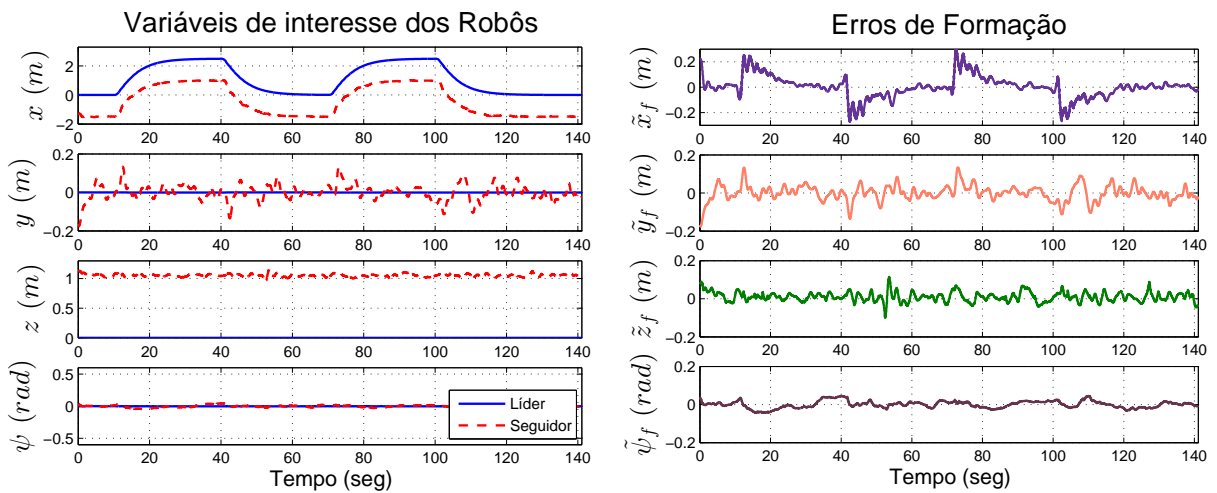


Figura 44 – Experimento de formação líder-seguidor heterogênea em ambientes interiores. Líder com controle automático.

Tabela 16 – RMSE do experimento de formação heterogênea líder-seguidor com controle automático.

	x_f (m)	y_f (m)	z_f (m)	ψ_f (rad)
RMSE	0,1099	0,0513	0,0223	0,0267

4.6 Saturação nos Sistemas de Controle

Conforme destacado em (PISKORSKI et al., 2012), há uma restrição técnica limitando as ações de controle enviadas para o VANT. Portanto, todo comando de movimento calculado em (\mathbf{u}) passa, antes de ser enviado ao veículo, por uma função de saturação definida como

$$\sigma_u(\mathbf{u}) = \begin{cases} \mathbf{u}, & \text{se } |\mathbf{u}| < L \\ \text{sign}(\mathbf{u}) L, & \text{caso contrário.} \end{cases}$$

onde $0, 0 < L \leq 1, 0$ é o valor de limite para as ações de controle.

Para analisar o efeito dessa saturação, supõe-se que para qualquer circunstância inicial existe um sinal de controle (\mathbf{u}) , gerado a partir de alguma das leis discutidas anteriormente. Caso $|\mathbf{u}| > L$, significa que o VANT está localizado na região denominada de saturação para os controladores, ou na região denominada de controle caso contrário. Nota-se para o caso saturado que, ao aplicar a função σ_u , a direção de \mathbf{u} é capturada por $\text{sign}(\mathbf{u})$, enquanto o módulo fica limitado por L . Em outras palavras, significa que $\sigma_u(\mathbf{u})$ se caracteriza como um degrau de módulo L e direção apontada para a região de controle.

Em seguida, observa-se pela Equação (4.10) que a resposta de velocidade do VANT a um comando (\mathbf{u}) é linear e estável. Isso indica que qualquer sinal de entrada limitado aplicado nessa equação, produzirá velocidades de saída também limitadas. Assim, é possível dizer que um degrau definido a partir de $\sigma_u(\mathbf{u})$ sempre resulta em uma velocidade limitada em direção à região de controle. Portanto, este movimento eventualmente faz com que o VANT ingresse na região de controle onde o controlador opera normalmente, sem saturação.

Na Figura 45 há um exemplo unidimensional do efeito descrito para a saturação na variável de posição y . Supondo a situação inicial na região de saturação, o cálculo instantâneo do sinal u_y resulta em uma direção e módulo adequados para eliminação do erro. Nesse caso, inicialmente o módulo de u_y é grande. Entretanto, devido ao limite imposto pela saturação, apenas o valor de $\sigma_u(u_y)$ será aplicado ao VANT, resultando assim em uma velocidade limitada pela norma $|v_{y_{\max}}|$ em direção à região de controle. Tal velocidade faz o erro diminuir gradualmente e como consequência o módulo de u_y também até que, eventualmente, o veículo ingresse na região de controle na qual o controlador opera normalmente sem saturação.

A saturação é mais comum em ambientes exteriores, onde o amplo espaço de navegação favorece o aparecimento de grandes erros de controle. O método explicado se

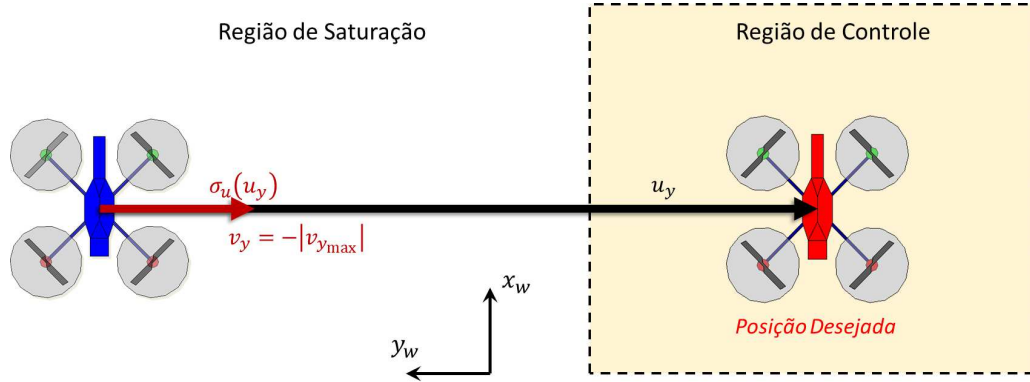


Figura 45 – Exemplo do efeito da saturação observado em experimentos de controle de posicionamento.

mostrou eficaz experimentalmente em todas as circunstâncias de navegação testadas durante este trabalho. Destaca-se que é possível existirem forças e perturbações externas superiores à própria capacidade de movimento do VANT, como é o caso quando fortes rajadas de vento estão presentes no ambiente experimental, podendo tornar o voo impraticável.

Trajetórias contendo acelerações e velocidades desejadas muito elevadas também saturam o controlador. Nesses casos o efeito observado é uma deterioração no seguimento das referências. Embora análises mais completas não façam parte do escopo deste trabalho, é possível dimensionar as trajetórias que evitam a saturação das ações de controle, conforme destacado em (GANDOLFO et al., 2016). Porém, aqui se assume que todas as trajetórias requisitadas nos experimentos são realizáveis.

5 Soluções para Ambientes Exteriores

Neste capítulo, discutem-se as técnicas aplicadas na construção dos sistemas de navegação e controle para ambientes exteriores, apresentando as soluções desenvolvidas para realização de missões de voo automatizadas neste tipo de espaço de trabalho.

5.1 O Sistema de Navegação para Ambientes Exteriores

Em ambientes exteriores, o sistema de navegação baseado em visão não é eficiente, pois a resolução das imagens obtidas com as câmeras do VANT e as recorrentes variações da iluminação inviabilizam o método. Além disso, o espaço de navegação é muito amplo prejudicando o uso de marcações fixas. Em contrapartida, pode-se utilizar a realimentação global das posições através do sensor de GPS.

De acordo com os relatos de (MERWE; WAN; JULIER, 2004), esses sensores possuem problemas bastante conhecidos, dentre os quais se destacam a baixa taxa de atualização (5Hz) e a baixa precisão na leitura da posição. Tais efeitos são inerentes de sensores de GPS comuns. Porém, há um efeito que é bastante problemático denominado latência do sensor. Tal fenômeno se manifesta como um atraso das leituras fornecidas em relação ao instante real que algum movimento aconteceu. No caso dos VANTs, a latência é facilmente observada, tomando-se estimativas separadas para a posição do veículo. Assim, ao comparar os dados das diferentes fontes sensoriais, observa-se entre elas uma falta de sincronismo, principalmente quando movimentos rápidos acontecem.

Na Figura 46 há um exemplo muito claro desse efeito, onde são exibidos dados de posicionamento do VANT obtidos através do GPS e por odometria durante um voo experimental. Considerando os dados da odometria sincronizados com o movimento real do veículo, observa-se na ampliação da imagem que o atraso relativo entre as estimativas é na ordem de 0,5 s até 1 s. Portanto, a solução desse problema será discutida com maiores detalhes na sequência.

5.1.1 O uso do GPS para Localização Global

Quando equipado com um sensor de GPS, o VANT fornece as coordenadas geodésicas de latitude (*lat*) e longitude (*lng*) em graus. Essas coordenadas são referenciadas no sistema denominado Norte, Leste, Baixo (do inglês *North, East, Down* - NED) que é alinhado na superfície da Terra com as direções geográficas Norte e Leste. Os problemas de controle abordados neste trabalho utilizam um sistema global de coordenadas métrico

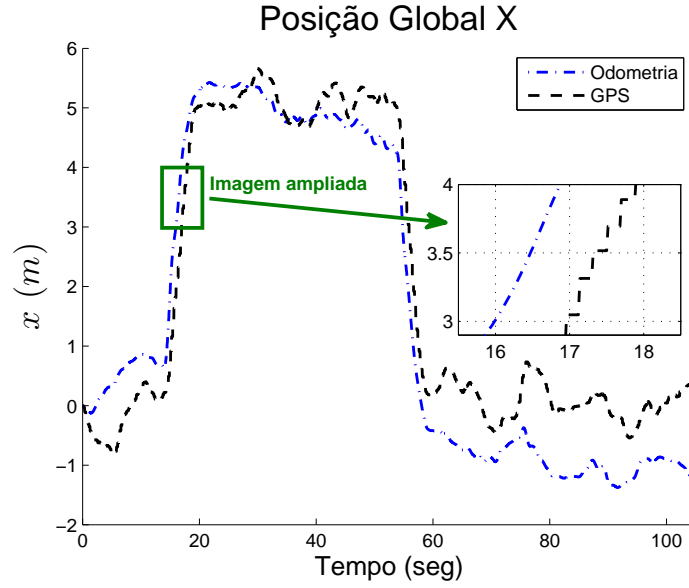


Figura 46 – Dados experimentais de posicionamento que demonstram a latência do sensor de GPS.

e diferente do NED. Portanto, o algoritmo de navegação deve utilizar algum procedimento de conversão e ajuste do prévio do ambiente experimental antes do voo.

O procedimento aplicado antes do voo é necessário para corrigir problemas de alinhamento entre os sistemas de coordenadas do magnetômetro e do GPS embarcados no VANT que não é confiável. Em outras palavras, ao utilizar o magnetômetro do VANT para detectar a orientação de guinada relativa ao Norte magnético, essa não será correspondente ao eixo latitude do GPS, conforme deveria. As principais justificativas para isso, são erros de calibração do magnetômetro e interferências eletromagnéticas do ambiente experimental no sensor. Independente da razão, é possível corrigir esse efeito com um procedimento de ajuste descrito a seguir que é requerido apenas uma vez para cada localidade de voo.

O método de ajuste é baseado no esquema da Figura 47 e se inicia definindo arbitrariamente um ponto \mathbf{p}_0 como origem do sistema global de coordenadas. Em seguida, um ponto de calibração \mathbf{p}_1 deve ser escolhido sobre o eixo x_w . Assim, um ângulo de deslocamento fixo λ_1 é calculado usando as coordenadas de latitude e longitude de \mathbf{p}_0 e \mathbf{p}_1 . Tal ângulo representa uma rotação fixa entre o sistema NED e o global e é calculado como

$$\lambda_1 = \text{atan2}([lng_0 - lng_1], [lat_1 - lat_0]). \quad (5.1)$$

As coordenadas de latitude e longitude de ambos os pontos podem ser coletadas experimentalmente, colocando o veículo em tais posições no campo, ou simplesmente usando um programa especializado como o *Google Maps* ou outro similar.

Após definir λ_1 , supõe-se o VANT decolando de \mathbf{p}_0 , cujas coordenadas de latitude e longitude são conhecidas e, navegando até um ponto qualquer \mathbf{p}_n , cujas coordenadas

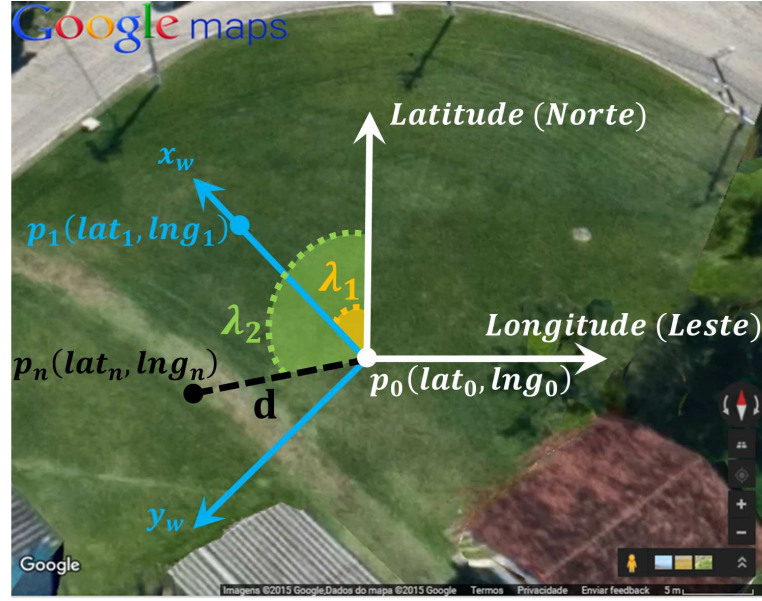


Figura 47 – Convertendo coordenadas de GPS para o sistema global.

Fonte: Adaptado de (GOOGLEMAPS, 2016).

podem ser lidas pelo GPS. Nesse contexto, outro ângulo λ_2 é calculado como

$$\lambda_2 = \text{atan2}([lng_0 - lng_n], [lat_n - lat_0]),$$

Através da lei esférica dos cossenos, a distância d entre os pontos pode ser calculada em metros, assumindo que a Terra é uma esfera de raio $R \approx 6371000$ m, substituindo as leituras de latitude e longitude convertidas para radianos em

$$d = \arccos(\sin(lat_0) \sin(lat_n) + \cos(lat_0) \cos(lat_n) \cos(lng_n - lng_0))R.$$

Para distâncias de até $|d| < 50$ m, consideradas seguras para a rede wi-fi do VANT, este método funciona com boa precisão quando comparado com as estimativas obtidas de um programa especializado em mapeamento geográfico. Na Figura 48, há um exemplo dessa comparação para três trechos de calibração. Note que a estimativa d obtida com o algoritmo explicado é sempre similar à mesma distância calculada pelo programa especializado.

Finalmente, a posição global do veículo pode ser estimada como

$$\begin{bmatrix} x_{GPS} \\ y_{GPS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d \cos(\lambda_2 - \lambda_1) \\ d \sin(\lambda_2 - \lambda_1) \end{bmatrix}. \quad (5.2)$$

5.1.2 Estratégia de Fusão Sensorial para Rastreamento de Estados com Compensação do Atraso nas Medições de GPS

As informações do GPS são boas estimativas globais sobre o posicionamento do VANT, porém são incoerentes com o seu movimento real, principalmente durante

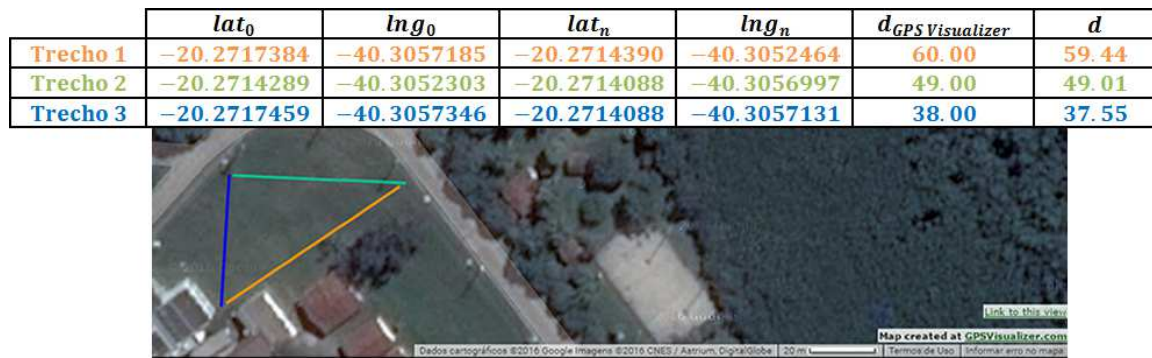


Figura 48 – Comparação da estimativa de distância entre pontos de GPS entre o método apresentado e um programa especializado em traçar rotas sobre mapas.

Fonte: Adaptado de ([GPSVISUALIZER, 2016](#)).

movimentos rápidos. Em malha fechada, os dados em atraso de posicionamento obtidos do GPS podem influenciar negativamente no desempenho de controle gerando oscilações e até mesmo instabilidade do VANT em torno de sua posição desejada. Tal fenômeno se deve ao fato do cálculo das ações de controle ocorrerem através de dados dessincronizados de posição e velocidade para o mesmo movimento.

Uma possível solução para minimizar esse efeito é usar algum método de fusão sensorial robusto ou sensores de maior qualidade para melhorar as estimativas. Comumente lasers, câmeras estéreo e câmeras de alta resolução são aplicadas em técnicas de odometria e mapeamento do ambiente ([LYNEN et al., 2013](#); [SHEN et al., 2014](#)). Porém, não é possível usar tais equipamentos mantendo o custo do material de pesquisa similar ao do AR.Drone. Logo, outra solução deve ser proposta.

Uma estratégia regular, como aquela utilizando o filtro de Kalman da Seção 4.1.1, possibilita melhoras na estimativa em termos de suavização da curva e eliminação do deslizamento da odometria. Porém, o problema de sincronismo permanece até que alguma compensação seja aplicada, conforme Figura 49.

O problema de incorporar medidas atrasadas na estimação de estados por meio de filtros estatísticos recebe atenção já há muito tempo na literatura. Por exemplo, em ([LARSEN et al., 1998](#)) uma metodologia usando o filtro de Kalman é apresentada como solução para incorporar sinais lidos de sensores com processamento mais lento com outros mais rápidos. Um exemplo para controle de motores elétricos é usado, onde a posição do eixo é monitorada simultaneamente por uma câmera de vídeo, de leitura lenta e precisa e por um potenciômetro de leitura rápida e ruidosa, cujos resultados ficam disponíveis com atraso entre si. A atualização do filtro é feita armazenando informações matriciais e dos sensores durante o intervalo de atraso entre as medições e executando um método multiplicativo denominado extrapolação das medições.

Em ([ZHANG; LI; ZHU, 2005](#)) algoritmos para atualização com medidas fora de

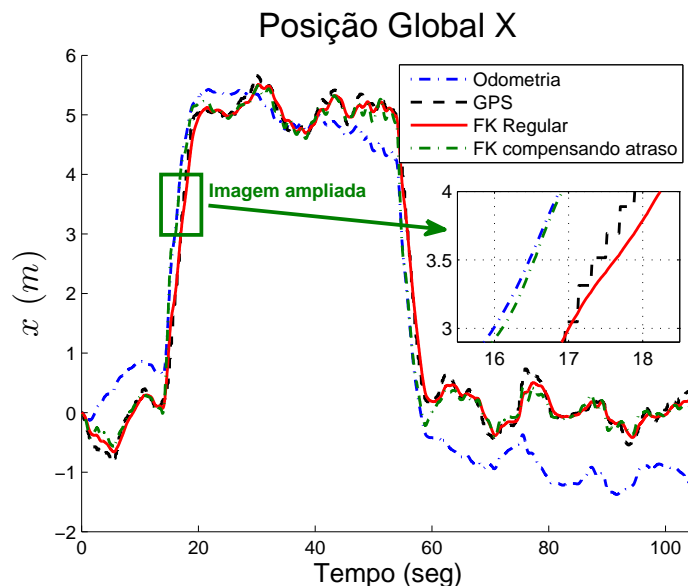


Figura 49 – Dados experimentais de posicionamento que demonstram a latência do sensor de GPS.

sequência (do inglês *out-of-sequence measurements* - OOSM) são apresentados como solução para atrasos de transmissão dos dados, comuns em redes de comunicação cujas centrais de processamento estão afastadas dos sensores. O diferencial é que são apresentados algoritmos para solução exata ou aproximada do problema de incorporação das medições, inclusive quando não se conhece com precisão os tempos de atraso entre as informações. Os métodos requerem armazenagem de informações matriciais do filtro e dos sensores para solução do problema. Alguns exemplos de simulação são apresentados em problemas de rastreamento.

Especificamente sobre fusão sensorial aplicada para VANTs, em (MERWE; WAN; JULIER, 2004) é desenvolvido uma metodologia baseada no SPFK (*Sigma-Point Kalman Filter*), discutindo suas vantagens sobre o EKF em um problema não-linear de estimação de estados, que foi aplicada a um helicóptero equipado com sensores inerciais e GPS. O método desenvolvido requer armazenagem de matrizes de covariância para atualização do filtro durante o período de atraso associado às medições do GPS, que são usadas para recalcular alguns passos da atualização do filtro.

Mais recentemente métodos robustos baseados no EKF (LYNEN et al., 2013) apresentam uma metodologia de fusão sensorial utilizando uma extensa gama de sensores compondo os sistemas de navegação dos VANTs e no UKF (SHEN et al., 2014), onde resultados experimentais demonstram a possibilidade de executar voos com mudança entre ambientes interiores e exteriores e também com desvio de obstáculo. Apesar de representarem técnicas muito interessantes, o aspecto negativo desses trabalhos no contexto desta tese de doutorado é o uso de veículos e sensores de alta qualidade e, conseqüentemente, custo muito elevado.

Finalmente, em (ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a) a metodologia adotada é

similar a de (LYNEN et al., 2013) e (SHEN et al., 2014), onde se deve armazenar dados sensoriais e matrizes do filtro durante o tempo de atraso entre os sensores e recalcular passos para a atualização dos estados usando essas informações armazenadas.

Todos os métodos citados são possíveis soluções para o problema da latência do GPS. Entretanto, há neles a exigência de armazenar dados sensoriais, matrizes do filtro e de recalcular passos do algoritmo de fusão usando essas informações para compensar atrasos entre as medições existentes. Tal requerimento desfavorece as propostas em termos de implementação. Nesse contexto, a seguir é apresentada uma metodologia mais simples, inspirada nos trabalhos (BAR-SHALOM, 2002; BAR-SHALOM; CHEN; MALLICK, 2004), onde é possível realizar o rastreamento das posições em tempo real, compensando as medições atrasadas usando-se apenas os dados disponíveis instantaneamente.

As contribuições a seguir são feitas sobre um método originalmente apresentado como algoritmo “C” em (BAR-SHALOM, 2002). A primeira contribuição é uma adaptação na sequência de execução do algoritmo, permitindo assim atualizar o filtro usando medições de velocidade e posição. Nas conclusões originais, o autor informa que o método possui boa resposta prática quando as estimativas são atualizadas usando apenas medidas de posição. Entretanto, a modificação proposta incorpora os dados de velocidade e posição separadamente, resultando assim em uma estimativa mais suave, conforme pode ser visto na comparação da Figura 50.

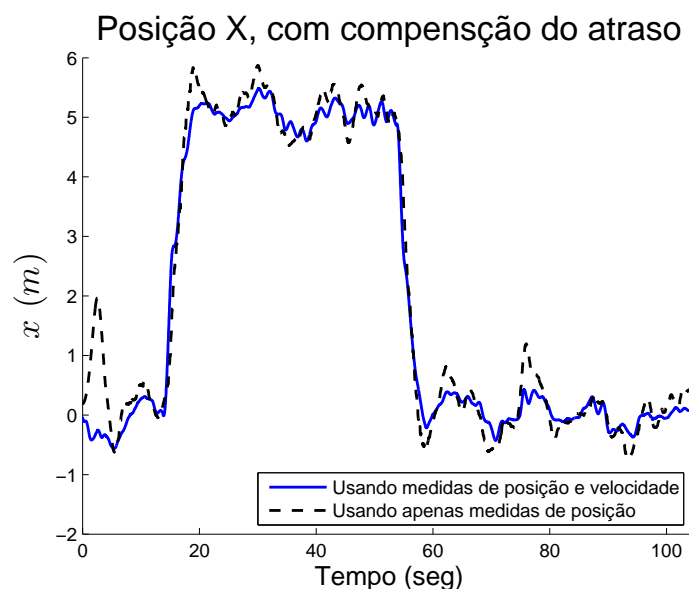


Figura 50 – Comparação da estimativa com compensação de atraso usando diferentes fontes sensoriais.

Outra contribuição em relação a (BAR-SHALOM, 2002), é que a adaptação proposta foi testada experimentalmente e em tempo real, usando medidas com atrasos significativos (até 1 s), representando múltiplos intervalos de amostragem, enquanto o trabalho inicial

usa simulações numéricas para avaliar o método em intervalos de atraso de apenas um tempo de amostragem (BAR-SHALOM; CHEN; MALLICK, 2004).

Como resultado, a abordagem proposta rende um algoritmo de fusão sensorial simplificado, aplicável no rastreamento de estados usando medições de velocidade e posição (em atraso), cuja implementação é similar a de um filtro de Kalman regular, porém separado em duas etapas de atualização que ocorrem usando as medições instantâneas, sem armazenamento.

Para implementação, o vetor de estados do rastreamento é definido para as variáveis que apresentam o problema de atraso nas medições, portanto $\mathbf{x} = [x \ y \ \dot{x} \ \dot{y}]^T$. Conforme discussão, tais estados são totalmente observáveis, porém, com atrasos significativos entre as medições de velocidade e posição.

A primeira etapa do algoritmo considera as medições de velocidade global \dot{x} e \dot{y} sincronizadas com o movimento real do veículo e inicia a estimativa dos estados através de um filtro de Kalman regular, transcrito novamente no Algoritmo 2.

Algoritmo 2: Filtro de Kalman - Atualização com dados de velocidade.

- 1: $\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \mathbf{F}_k \hat{\mathbf{x}}_{k-1|k-1}$
 - 2: $\mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{F}_k \mathbf{P}_{k-1|k-1} \mathbf{F}_k^T + \mathbf{Q}_k$
 - 3: $\mathbf{S}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k$
 - 4: $\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T \mathbf{S}_k^{-1}$
 - 5: $\hat{\mathbf{x}}_{k|k} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1})$
 - 6: $\mathbf{P}_{k|k} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k|k-1}$
-

As matrizes nesse caso são definidas como

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \delta t & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \delta t \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{ e } \mathbf{z} = \begin{bmatrix} \cos \psi \ v_x - \sin \psi \ v_y \\ \sin \psi \ v_x + \cos \psi \ v_y \end{bmatrix}.$$

$\mathbf{Q} \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$, $\mathbf{R} \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$, passam a ser ajustadas experimentalmente e o intervalo de amostragem adotado passa a ser $\delta t = 20$ ms (modificação feita para fixar taxa de atualização dos estados em 50 Hz, facilitando a contagem de tempo no passos do algoritmo da sequência). Dessa forma, o vetor de estados ($\hat{\mathbf{x}}$) e a covariância do erro (\mathbf{P}) são estimados usando apenas medidas de velocidade.

Em seguida, outra etapa da execução atualiza essas estimativas, incorporando nelas medições em atraso do GPS através do Algoritmo 3. Nesse código, considera-se a notação do atraso como subscrito l e a implementação conforme (BAR-SHALOM, 2002).

O passo 1 do Algoritmo 3 realiza a retroação dos estados (BAR-SHALOM, 2002). Tal procedimento representa uma projeção em sentido contrário do vetor de estados

Algoritmo 3: Filtro de Kalman - Atualização com dados de GPS.

-
- 1: $\hat{\mathbf{x}}_{l|k} = \mathbf{F}_{l|k} \hat{\mathbf{x}}_{k|k}$
 - 2: $\mathbf{P}_{l|k} = \mathbf{F}_{l|k} \mathbf{P}_{k|k} \mathbf{F}_{l|k}^T$
 - 3: $\mathbf{S}_l = \mathbf{H}_l \mathbf{P}_{l|k} \mathbf{H}_l^T + \mathbf{R}_l$
 - 4: $\mathbf{K}_l = (\mathbf{P}_{k|k} \mathbf{F}_{l|k}^T \mathbf{H}_l^T) \mathbf{S}_l^{-1}$
 - 5: $\hat{\mathbf{x}}_{k|l} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k} + \mathbf{K}_l (\mathbf{z}_l - \mathbf{H}_l \hat{\mathbf{x}}_{l|k})$
 - 6: $\mathbf{P}_{k|l} = \mathbf{P}_{k|k} - (\mathbf{P}_{k|k} \mathbf{F}_{l|k}^T \mathbf{H}_l^T) \mathbf{S}_l^{-1} (\mathbf{P}_{k|k} \mathbf{F}_{l|k}^T \mathbf{H}_l^T)^T$
-

do instante k para o instante l , resultando assim em uma aproximação dos valores dos estados, desprezando-se os ruídos do processo. Em (BAR-SHALOM, 2002) esse passo é realizado através da inversão simples da matriz de transição de estados (\mathbf{F}), pois ali se considerava o atraso na medida fora de sequência ocorrendo dentro de apenas um intervalo de amostragem. Porém, no problema de sincronia entre as medições sensoriais do VANT isso não é verdade, pois o atraso ocorre por múltiplos intervalos de amostragem. Portanto, outra modificação é proposta para o passo 1 do Algoritmo 3 inspirada nos relatos de (BAR-SHALOM; CHEN; MALLICK, 2004), onde a matriz de retroação usada passa a ser dada por $\mathbf{F}_{l|k} = \mathbf{F}^{-\mathbb{T}}$, sendo \mathbb{T} um número inteiro aproximando a quantidade de intervalos de amostragem equivalente ao tempo de atraso l , i.e., $\mathbb{T} = 50$ se $\delta t = 20$ ms e $l = 1,0$ s. Dessa forma, o passo inicial faz uma retroação de \mathbb{T} intervalos de amostragem na estimativa dos estados, desprezando os ruídos. Notou-se experimentalmente que o valor de \mathbb{T} não precisa ser exato e pode ser ajustado empiricamente.

Na sequência, o algoritmo segue conforme descrição original (BAR-SHALOM, 2002), onde o passo 2 calcula uma estimativa para a covariância dos estados nesse mesmo intervalo de atraso, novamente desconsiderando os ruídos associados às projeções em sentido contrário. O passo 3 calcula o resíduo da covariância estimada da retroação das medições que é usado no passo 4 para calcular um ganho de atualização. O passo 5 aplica o ganho, atualizando a saída do filtro ($\hat{\mathbf{x}}_{k|l}$), compensando as medições em atraso (\mathbf{z}_l). Finalmente, no passo 6 a covariância dos erros é atualizada nas mesmas circunstâncias.

O Algoritmo 3 também requer um modelo de observação das medições em atraso \mathbf{H}_l e o vetor das medições em atraso \mathbf{z}_l , definidos como

$$\mathbf{H}_l = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ e } \mathbf{z}_l = \begin{bmatrix} x_{GPS} \\ y_{GPS} \end{bmatrix},$$

bem como uma matriz de covariância das medições em atraso $\mathbf{R}_l \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$, a qual é definida como uma matriz diagonal positiva experimentalmente ajustada.

Como pode ser visto, o resultado é um algoritmo de fácil implementação (similar ao FK regular) que não requer recálculo algum dos passos do filtro, nem armazenamento de informações anteriores durante o intervalo de atraso. Seu ajuste pode ser feito *offline*, coletando dados de voo e simulando modificações para \mathbb{T} e \mathbf{R}_l até que as saídas de posição

estejam sincronizadas com as medidas de velocidade e, conseqüentemente, movimento real do VANT.

Em testes experimentais, a utilização desse método fornece erros típicos para as posições globais x e y , conforme a Figura 51. Note que em comparação ao sistema de ambientes interiores, há um aumento significativo do erro. Porém, no experimento em questão, é importante destacar que há presença de rajadas de vento interferindo nas estimativas, principalmente em y .

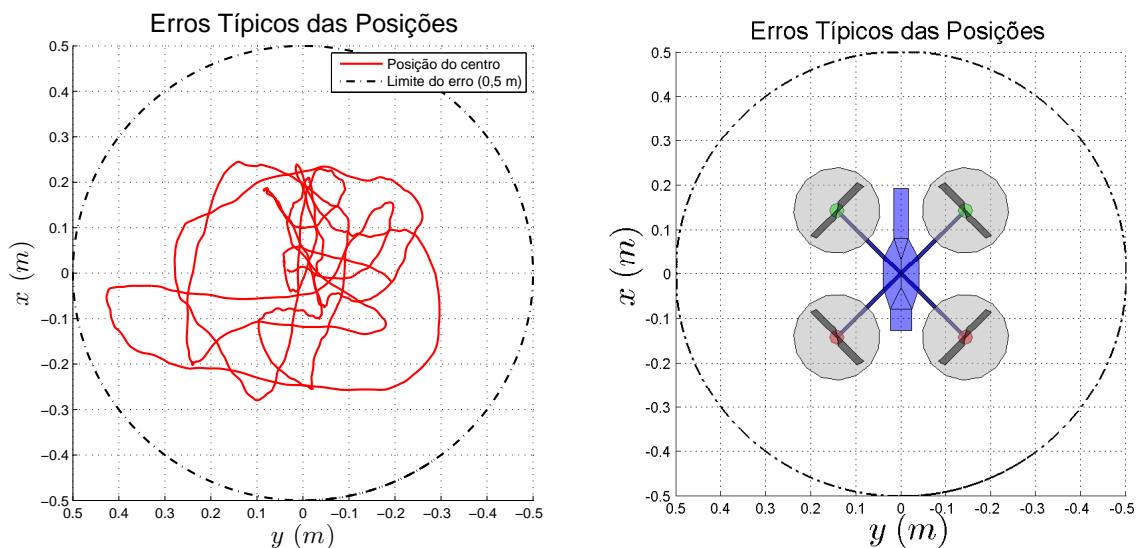


Figura 51 – Erros numéricos apresentados para as posições x e y durante um voo pairado em ambiente exterior. Note na segunda imagem um comparativo entre a dimensão do VANT e a do raio do erro quando projetado na superfície do plano xy .

A resolução obtida no experimento depende da precisão do GPS, que é notoriamente menor que do sistema de visão computacional. Destaca-se que o erro real obtido numericamente abaixo do círculo de erro com raio 0,5 m. Porém, no experimento real o VANT pode se movimentar por cerca de $\pm 2,0$ m sem que o sistema de navegação perceba esse movimento. Apesar de não acontecer com frequência, conforme será observado nos vídeos dos experimentos, é possível que o sistema venha a manifestar tal característica.

Finalmente, destaca-se que esse sistema de navegação pode ser utilizado em diversas localidades diferentes, conforme os exemplos da Figura 52 que demonstram alguns locais onde foram realizados voos experimentais.

5.2 Sistemas de Controle para Ambientes Exteriores

Em ambientes exteriores, inicialmente os testes foram realizados através do mesmo sistema de controle proposto na Seção 4.3. Porém, percebeu-se que em algumas circunstâncias de voo que o desempenho de controle ficava prejudicado, provavelmente devido à pequena massa do VANT (apenas $m = 0,45$ Kg) submetida a rajadas de vento.



Figura 52 – Exemplos de localidades onde foram realizados experimentos em ambientes exteriores.

Não há dados disponíveis sobre a velocidade do vento no local e horário específico da realização dos experimentos. Entretanto, os dados brutos disponíveis de uma estação meteorológica do Instituto Nacional de Meteorologia (INMET) localizada na cidade de Linhares-ES, indica que no período em que os experimentos foram realizados (dezembro de 2015 e maio de 2016) a velocidade média das rajadas de vento é da ordem de 6 km/h, com picos no entre 12 Km/h e 15 Km/h (INMET, 2016). Além disso, medições efetuadas posteriormente com um anemômetro digital modelo *Skywatch Xplorer 1* na localidade da Fazenda Glória em Linhares-ES, durante condições similares às dos experimentos indicaram uma velocidade média do vento na ordem de 16 km/h.

Portanto, para contornar os efeitos do vento em ambientes exteriores uma metodologia alternativa de projeto dos controladores foi identificada como mais eficaz durante os experimentos.

5.2.1 Resultados Experimentais Usando o Controlador por Inversão da Dinâmica Simplificada em Ambientes Exteriores

Para a realização dos experimentos desta seção, a implementação dos sistemas é realizada novamente em uma estação de solo (computador portátil), de acordo com o diagrama de blocos da Figura 53, com o diferencial do uso de um roteador sem fio para potencializar o sinal da rede wi-fi do VANT.

O primeiro experimento apresentado consiste em um voo pairado sobre uma posição desejada $\mathbf{X}_d = [0, 0 \quad 0, 0 \quad 1, 3 \quad 0, 0]^T$. O objetivo é demonstrar o desempenho experimental dos sistemas de navegação e controle em malha fechada, explorando a maior amplitude do

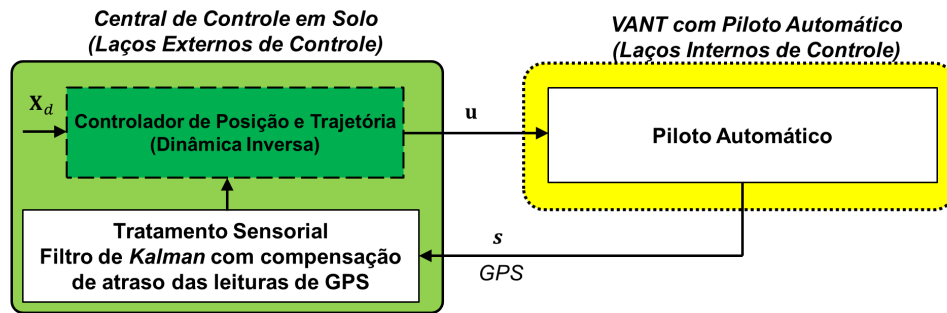


Figura 53 – Diagrama do controle de posicionamento e trajetória em ambientes exteriores, usando o mesmo controlador de ambientes interiores.

espaço de navegação. Para isso, durante alguns instantes do voo, o controle automático é desligado e comandos manuais são usados para deslocar o VANT de sua posição desejada. Em seguida, o controle automático é religado, navegando automaticamente o robô de volta à posição desejada. Além disso, perturbações externas naturais causadas pelas rajadas de vento (atuando principalmente na direção positiva do eixo y) estão constantemente presentes no sistema e forças externas não modeladas são intencionalmente aplicadas no corpo do veículo, desafiando a capacidade dos algoritmos em controlar a posição. O vídeo correspondente ao experimento está disponível em http://youtu.be/OL0u6jj8_oc e auxilia no entendimento do procedimento adotado.

Na Figura 54, exibe-se o comportamento das variáveis de interesse durante o voo e também dos erros. Observa-se claramente que após a inserção dos erros de controle, os sistemas são capazes de contornar perturbações e recuperar o controle da posição. Um ponto interessante a destacar é relativo ao controle da orientação de guinada ψ , que no instante $t \approx 98$ s é fortemente perturbada por uma ação externa ao VANT.

Nesse experimento, no intervalo entre $t \approx 0$ s e $t \approx 30$ s não há deslocamentos forçados da posição desejada do veículo nem dados incoerentes dos procedimentos de decolagem e pouso, portanto a única perturbação presente interferindo no voo são as rajadas de vento. Calculando o índice RMSE nesse intervalo, é possível gerar uma comparação entre o valor desejado e a resposta do sistema de navegação. O resultado para cada grau de liberdade está na Tabela 17. Note que em relação aos índices da Tabela 9, gerados com resultados de controle de posicionamento em ambientes interiores há uma piora relativa em todos os graus de liberdade. Tal efeito é justificado pela presença de rajadas de vento e também pela resolução numérica do GPS, notoriamente pior que a do sistema visual. Porém, mesmo assim os erros são considerados satisfatórios para o objetivo do experimento que depende do GPS. Demonstra-se assim a capacidade do sistema em malha fechada de manter o VANT em torno da posição de voo desejada.

Em seguida, o experimento apresentado na Figura 55, demonstra a capacidade dos

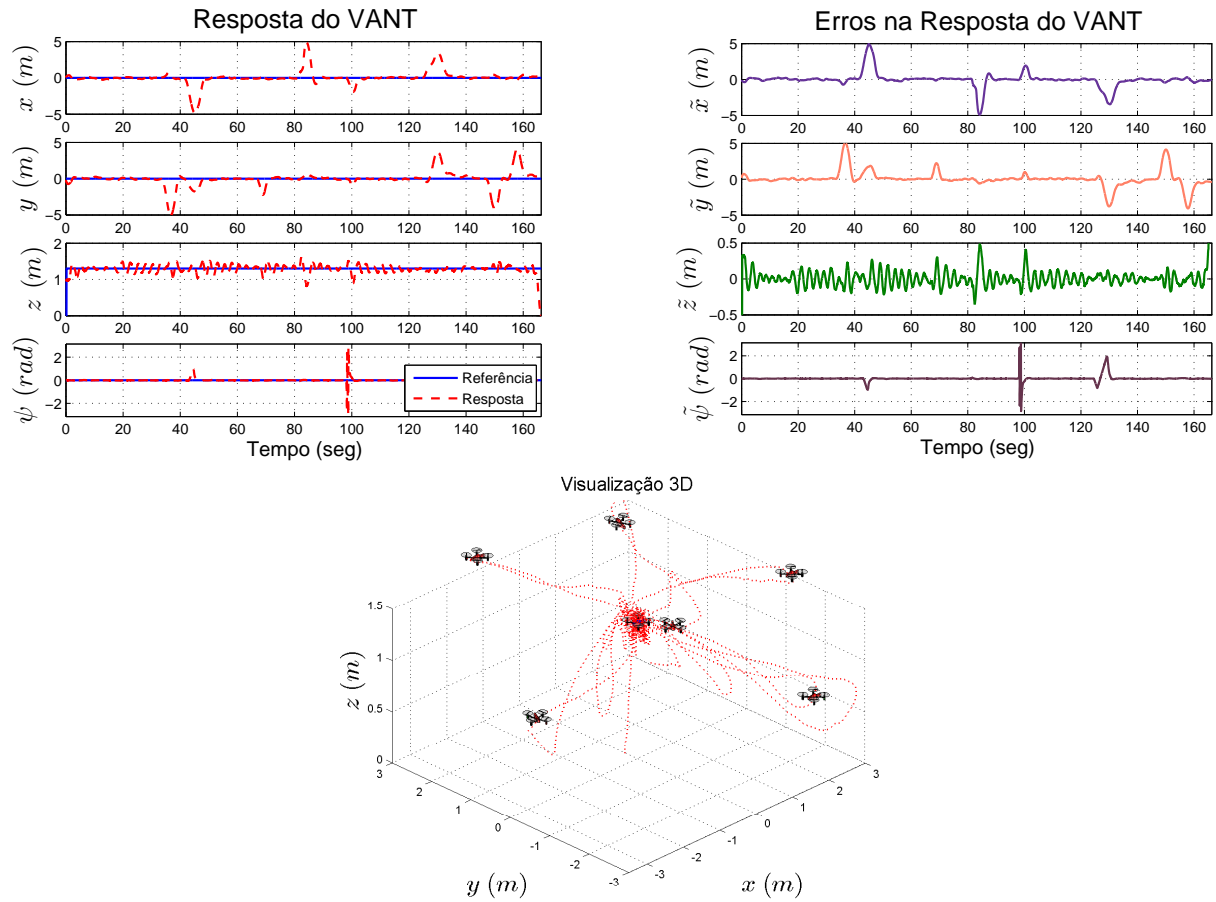


Figura 54 – Experimento de posicionamento em ambientes exteriores com altitude baixa.

Tabela 17 – RMSE do experimento de posicionamento com altitude baixa.

	x (m)	y (m)	z (m)	ψ (rad)
RMSE	0,1448	0,1775	0,1014	0,0113

sistemas de rastrear uma trajetória em forma de oito em um plano, parametrizada como

$$\mathbf{X}_d = \begin{bmatrix} 5,0 \sin(0,2t) & 3,0 \sin(0,4t) & 3,0 & 0,0 \end{bmatrix}^T.$$

Nota-se, pelos gráficos, a capacidade dos sistemas em manter controle da navegação, considerando que a variação dos erros representada pelo RMSE é satisfatória em todos os graus de liberdade. Nesse experimento é possível observar a robustez dos algoritmos contornando rajadas de vento e realizando o seguimento da trajetória, conforme vídeo disponível em http://youtu.be/a_yfi8VZmso.

Nesse experimento, o intervalo entre $t \approx 10$ s e $t \approx 165$ s, considera-se que não há dados inconsistentes de decolagem e pouso. Portanto, calculando o índice RMSE nesse intervalo o resultado é obtido conforme a Tabela 18. O pior resultado está relacionado ao grau de liberdade y , pois é aquele que exige maior movimento do VANT no experimento e também o que mais é influenciado pelo vento.

Durante a execução de ambos os experimentos, uma dificuldade foi observada

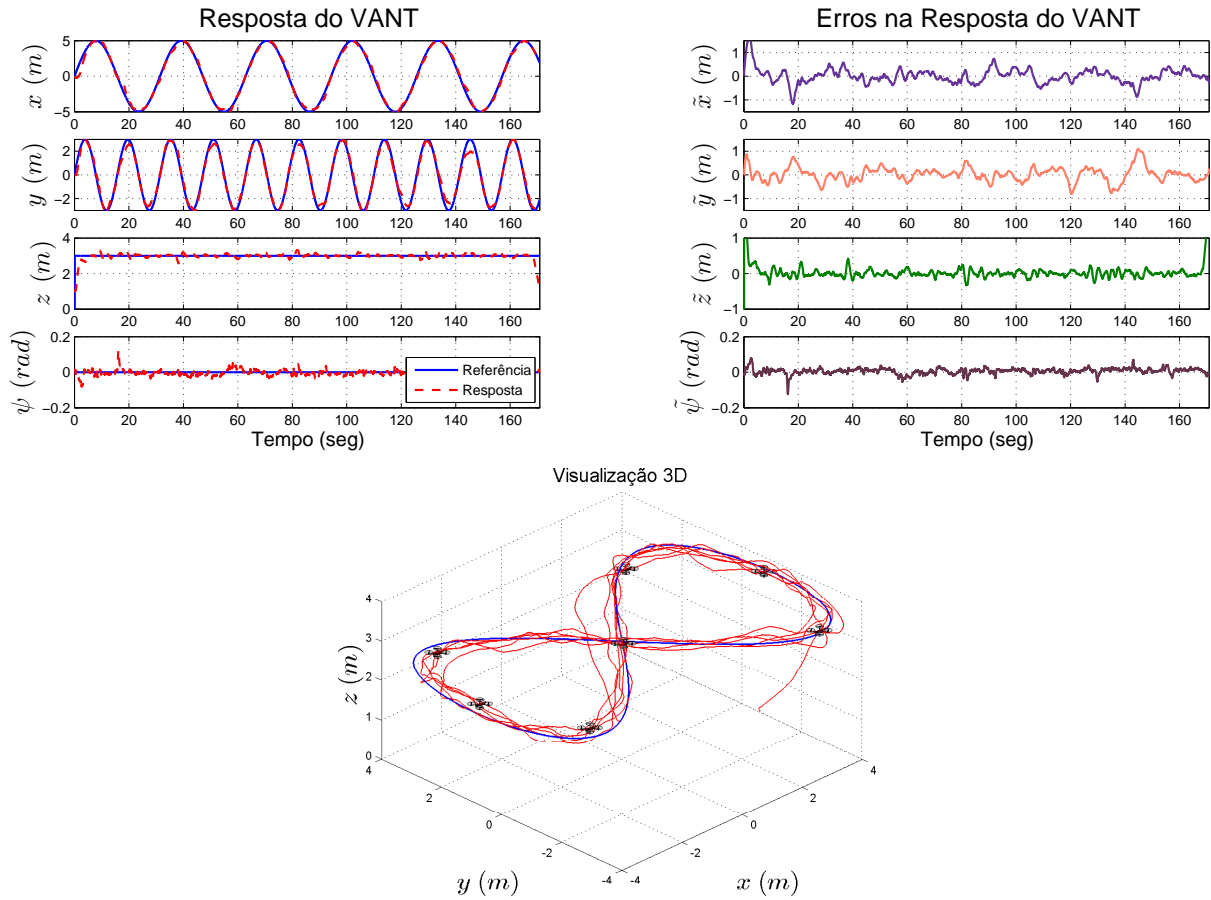


Figura 55 – Experimento de seguimento de uma trajetória em forma de oito em ambientes exteriores.

Tabela 18 – RMSE do experimento de seguimento de uma trajetória em forma de oito em ambientes exteriores.

	x (m)	y (m)	z (m)	ψ (rad)
RMSE	0,2727	0,3031	0,0921	0,0173

quanto ao ajuste dos ganhos do controlador. Notou-se, conforme relatado em (SANTANA; BRANDÃO; SARCINELLI-FILHO, 2015a), que as condições diversas de voo requerem um frequente ajuste dos ganhos para refinar o desempenho de controle. Por exemplo, no problema de posicionamento os ganhos relacionados a x e y em κ_p e κ_d foram ajustados para valores em torno de 1,0, enquanto no problema de trajetória o ajuste foi em torno de 2,5. Dessa forma, foi possível gerar os resultados apresentados, mesmo na presença do vento. No Apêndice B, estão registrados mais dois experimentos similares, porém executados em altitudes mais elevadas (na ordem de 10 m), onde é possível verificar a operação dos sistemas de navegação e controle nessas condições de voo.

5.3 Método Alternativo de Projeto do Sistema de Controle em Ambientes Exteriores

Percebeu-se que ao evitar algumas aproximações numéricas na síntese das leis de controle era possível melhorar a resposta experimental obtida e, conseqüentemente, minimizar o inconveniente do ajuste frequente dos ganhos de controle. Portanto, a seguir se apresenta uma metodologia alternativa de projeto de controladores, demonstrando outra sequência de implementação nesse contexto.

Inicia-se com a síntese das leis de controle para a altitude e guinada do VANT individualmente. Nota-se, das Equações (3.31) e (3.32), que a modelagem simplificada desses graus de liberdade é dada por

$$\begin{cases} \ddot{z} = \left(\frac{K_{\dot{z}} \dot{z}_{\max}}{\tau_{\dot{z}}} \right) u_{\dot{z}} - \left(\frac{1}{\tau_{\dot{z}}} \right) \dot{z} \\ \ddot{\psi} = \left(\frac{K_{\dot{\psi}} \dot{\psi}_{\max}}{\tau_{\dot{\psi}}} \right) u_{\dot{\psi}} - \left(\frac{1}{\tau_{\dot{\psi}}} \right) \dot{\psi} \end{cases} \quad (5.3)$$

A característica linear dessas equações indica que o uso de um controlador linear PD, como o da Equação (5.4), é capaz de regular esses graus de liberdade para referências de posição e orientação desejadas constantes

$$\begin{cases} u_{\dot{z}} = K_{p_z} \tilde{z} - K_{d_z} \dot{z} \\ u_{\dot{\psi}} = K_{p_{\psi}} \tilde{\psi} - K_{d_{\psi}} \dot{\psi} \end{cases} \quad (5.4)$$

Entretanto, para rastrear referências variantes no tempo, os controladores por dinâmica inversa são mais eficientes. Representando-os individualmente em cada um desses graus de liberdade, obtém-se

$$\begin{cases} u_{\dot{z}} = \frac{\tau_{\dot{z}}}{K_{\dot{z}} \dot{z}_{\max}} \left([\ddot{z}_d + K_{p_z} \tilde{z} + K_{d_z} \dot{\tilde{z}}] + \frac{1}{\tau_{\dot{z}}} \dot{z} \right) \\ u_{\dot{\psi}} = \frac{\tau_{\dot{\psi}}}{K_{\dot{\psi}} \dot{\psi}_{\max}} \left([\ddot{\psi}_d + K_{p_{\psi}} \tilde{\psi} + K_{d_{\psi}} \dot{\tilde{\psi}}] + \frac{1}{\tau_{\dot{\psi}}} \dot{\psi} \right) \end{cases} \quad (5.5)$$

onde $K_{p_z} > 0$, $K_{p_{\psi}} > 0$, $K_{d_z} > 0$ e $K_{d_{\psi}} > 0$ são os ganhos proporcionais e derivativos.

Assim, assumindo que a altitude é controlada por algum dos métodos anteriores, pode-se utilizar o resultado de controle para calcular uma estimativa da força de propulsão total F . Antes esse valor era assumido constante $F \approx mg$, porém agora passa a ser estimado através de sua equação em (3.30), como

$$F = \frac{m}{\cos \phi \cos \theta} (g + \ddot{z}). \quad (5.6)$$

Em seguida, os controladores para movimentação lateral e longitudinal são novamente projetados através do artifício da estrutura hierárquica, usando as nomenclaturas ϕ_d

e θ_d para representar as referências da rolagem e arfagem enviadas para os laços internos de controle da atitude do VANT. Dessa perspectiva, as equações relativas às posições descritas em (3.31) são reescritas como

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} = \frac{F}{m} \begin{bmatrix} \sin \psi & \cos \psi \\ -\cos \psi & \sin \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sin \phi_d \\ \cos \phi_d \sin \theta_d \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} C_x & 0 \\ 0 & C_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix}, \quad (5.7)$$

onde as referências de orientação podem ser escolhidas como a inversão

$$\begin{bmatrix} \sin \phi_d \\ \cos \phi_d \sin \theta_d \end{bmatrix} = \frac{m}{F} \begin{bmatrix} \sin \psi & -\cos \psi \\ \cos \psi & \sin \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \nu_x \\ \nu_y \end{bmatrix}, \quad (5.8)$$

com

$$\begin{bmatrix} \nu_x \\ \nu_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{x}_d + K_{p_x} \tilde{x} + K_{d_x} \dot{\tilde{x}} + C_x \dot{x} \\ \ddot{y}_d + K_{p_y} \tilde{y} + K_{d_y} \dot{\tilde{y}} + C_y \dot{y} \end{bmatrix}, \quad (5.9)$$

onde $K_{p_x} > 0$, $K_{p_y} > 0$, $K_{d_x} > 0$ e $K_{d_y} > 0$ são ganhos proporcionais e derivativos.

Assim, (5.8) e (5.9) são usadas para determinar os valores das orientações de referência como

$$\begin{cases} \phi_d = \arcsin \left(\sigma_{\phi, \theta} \left[\frac{m}{F} (\sin \psi \nu_x - \cos \psi \nu_y) \right] \right) \\ \theta_d = \arcsin \left(\sigma_{\phi, \theta} \left[\frac{m}{F \cos \phi_d} (\cos \psi \nu_x + \sin \psi \nu_y) \right] \right), \end{cases} \quad (5.10)$$

onde $\sigma_{\phi, \theta}$ é uma função de saturação, definida para limitar a orientação desejada como

$$\sigma_{\phi, \theta}(\rho) = \begin{cases} \rho, & \text{se } \|\rho\| < \rho_{\max} \\ \text{sign}(\rho) \rho_{\max}, & \text{de outra forma.} \end{cases}$$

que determina a inclinação máxima ϕ_d e θ_d através do limite ρ_{\max} , estabelecido em radianos, conforme a configuração máxima presente no piloto automático. O funcionamento experimental dessa função de saturação é similar ao daquela explicada na Seção 4.6.

Finalmente, a Equação (4.5) é novamente utilizada para calcular os comandos u_ϕ e u_θ a partir das referências ϕ_d e θ_d obtidas no controle.

Assim, por meio dessa metodologia, as aproximações numéricas das funções trigonométricas e da força de propulsão F influenciam menos no resultado de controle, fazendo o sistema responder sem a necessidade de ajuste recorrente dos ganhos dos controladores. A Figura 56, mostra um diagrama de blocos que exemplifica como a implementação desse método é realizada.

5.3.1 Resultados Experimentais

A seguir, apresentam-se três resultados experimentais gerados a partir dessa metodologia de projeto. A implementação do código é feita nos mesmos moldes do diagrama da Figura 26. Os parâmetros de configuração do piloto automático e dos modelos usados nos

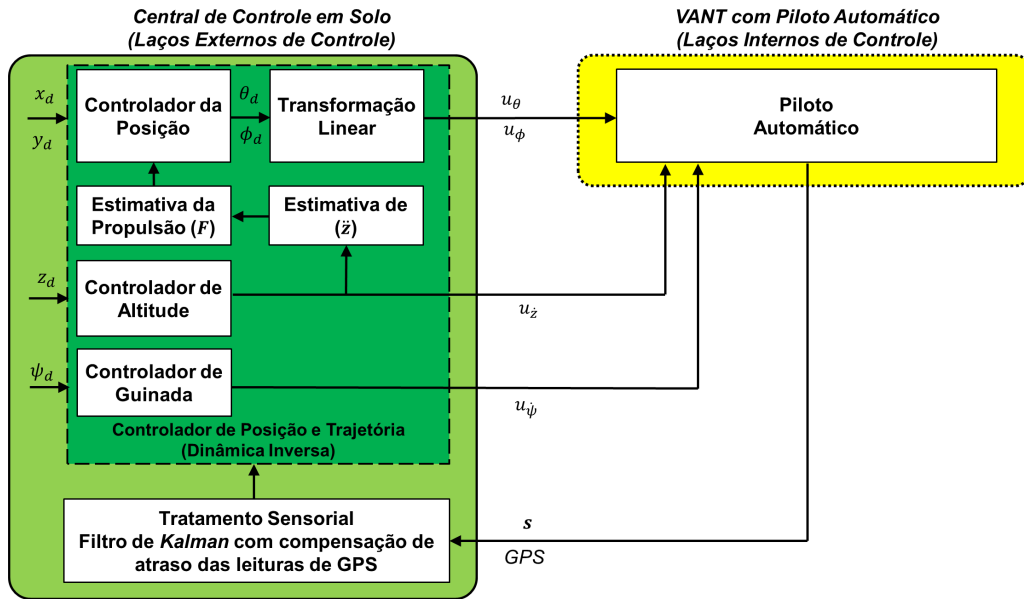


Figura 56 – Diagrama do controle de posicionamento e trajetória em ambientes exteriores, usando a metodologia de projeto alternativa para a dinâmica inversa.

Tabela 19 – Ganhos de controle adotados nos experimentos em ambientes exteriores.

K_{p_x}	K_{p_y}	K_{p_z}	K_{p_ψ}	K_{d_x}	K_{d_y}	K_{d_z}	K_{d_ψ}
1,5	1,5	4,0	5,0	2,0	2,0	4,2	4,5

controladores estão de acordo com a Tabela 5 e os ganhos usados em todos os experimentos estão ajustados para os valores da Tabela 19.

Os dois primeiros experimentos a seguir são realizados na mesma localização geográfica, enquanto o terceiro experimento é realizado em uma localidade diferente. Infelizmente, em nenhum caso há medições específicas sobre a velocidade do vento, porém através dos dados meteorológicos obtidos em (INMET, 2016), estima-se que as rajadas de vento observadas nas filmagens dos experimentos estejam entre 12Km/h e 16Km/h.

No primeiro experimento o VANT é requisitado a se manter pairando $x_d = 0,0$ m, $y_d = 0,0$ m, $z_d = 0,5$ m acima da altitude inicial do experimento e $\psi_d = 0,0$ rad. Durante o voo, além da influência do vento sobre o veículo também são aplicadas duas perturbações intencionais nos instantes $t \approx 92$ s e $t \approx 132$ s para verificar a capacidade de recuperação da posição. O vídeo contendo esse experimento pode ser visualizado em <<http://youtu.be/cb5TkddRIV4>>.

Na Figura 57 estão os dados armazenados durante o experimento demonstrando os valores desejados e a resposta obtida do sistema de navegação, bem como os erros. Destaca-se que os picos nos erros de posicionamento acontecem devido às perturbações intencionais, as quais forçam momentaneamente a saturação das inclinações desejadas pela ativação da função $\sigma_{\phi,\theta}$. Mesmo nessa condição, nota-se que o sistema em malha fechada consegue rastrear as orientações desejadas, mesmo que incorretamente por alguns

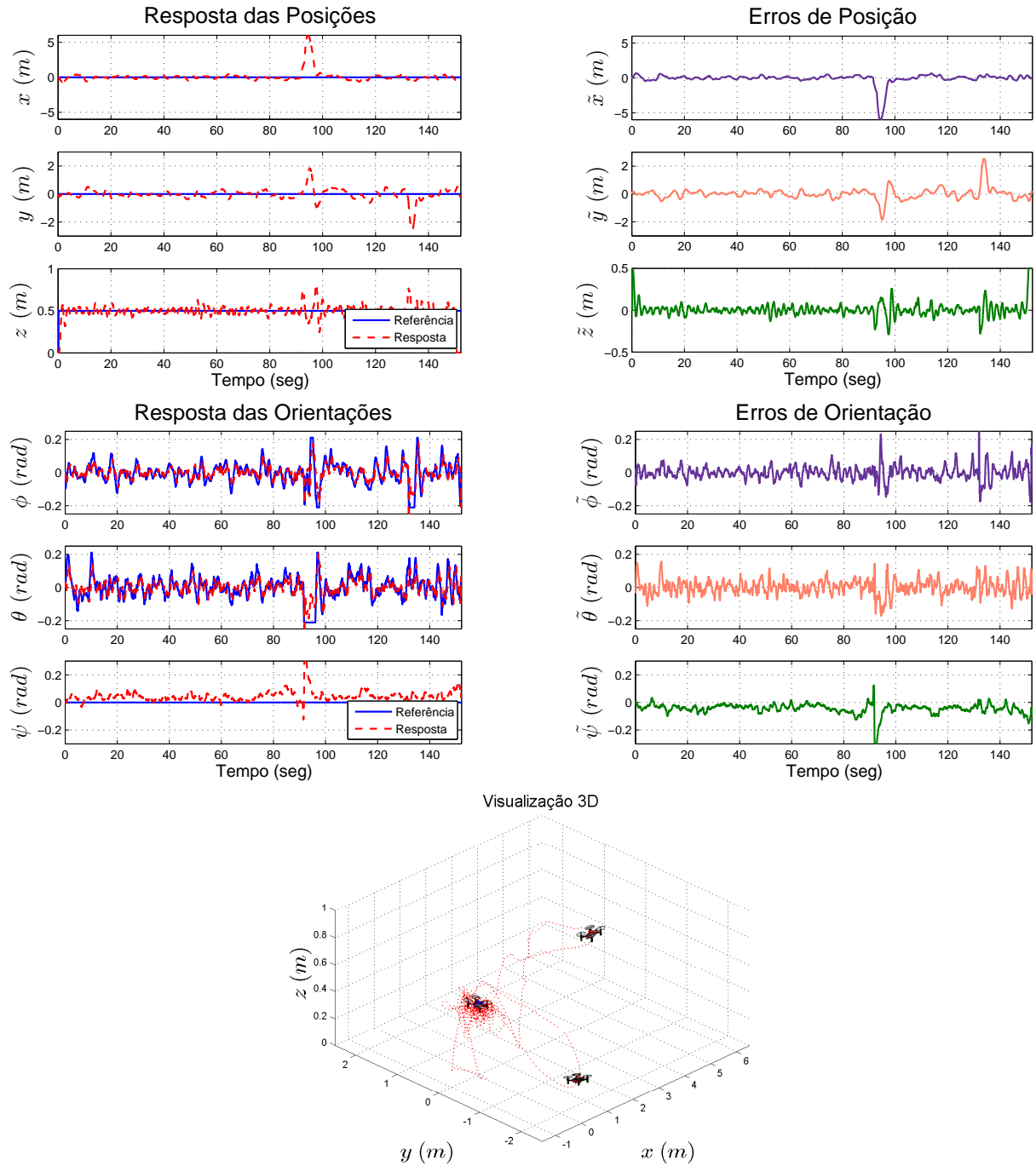


Figura 57 – Experimento de posicionamento em ambientes exteriores, sob influência do vento.

instantes, guiando o VANT novamente para sua posição desejada. Durante todo o trajeto de convergência, o voo é estável.

Durante os instantes $t \approx 15$ s e $t \approx 50$ s desse experimento, o controle está sendo executado em regime permanente, sem interferências adicionais além do vento. Portanto, usando os dados desse intervalo para calcular o RMSE, obtém-se o resultado exposto na Tabela 20. Nota-se uma pequena melhora numérica em relação ao experimento similar apresentado na Seção 5.2.1, porém os dados foram obtidos sob condições mais severas de interferência do vento.

Tabela 20 – RMSE do experimento de posicionamento em ambientes exteriores, sob influência do vento.

	x (m)	y (m)	z (m)	ψ (rad)
RMSE:	0,141	0,151	0,031	0,026

O segundo experimento apresentado, trata-se da realização de uma trajetória circular inclinada, parametrizada como

$$\mathbf{X}_d = \left[3,0 \sin\left(\frac{2\pi}{10,0} t\right) \quad 3,0 \cos\left(\frac{2\pi}{10,0} t\right) \quad 1,5 + 1,0 \cos\left(\frac{2\pi}{10,0} t\right) \quad 0,0 \right]^T.$$

Dessa forma, explora-se variações da força de propulsão F durante a execução do experimento em uma trajetória desejada relativamente rápida, realizada sob influência de rajadas de vento, conforme pode ser visualizado no vídeo do experimento disponível em <http://youtu.be/2xUTG-AOpkU>.

Na Figura 58 estão os dados sensoriais de resposta do VANT no experimento. Pela curva dos erros, pode-se perceber que os sistemas conseguem manter o controle da trajetória, mesmo com o aparecimento de erros periódicos em todos os graus de liberdade. Tais erros são justificados principalmente por incertezas dos modelos, que se manifestam interferindo no seguimento das referências de orientação e posição do VANT. Além disso, destaca-se que o problema de seguir referências variáveis é mais complicado do que o problema de regular uma referência fixa, pois o movimento do veículo, especialmente em altas velocidades, potencializa o aparecimento de erros numéricos dos sensores e do arrasto do vento (BANGURA; MAHONY, 2012). Independente disso, pode-se perceber o controle da trajetória está sendo executado com regularidade, inclusive dos erros que aparecem durante os movimentos.

Durante os instantes $t \approx 20$ s e $t \approx 80$ s, o seguimento da trajetória é considerado em regime permanente de desempenho, portanto esses dados são usados para calcular o índice RMSE disponível na Tabela 21. Observe que a posição y contém os maiores erros, devido ao efeito no vento nesse grau de liberdade. Todas as outras variáveis demonstram valores minimizados, considerados capazes de demonstrar o controle da trajetória.

Tabela 21 – RMSE do experimento de seguimento de uma trajetória circular inclinada em ambientes exteriores, sob influência do vento.

	x (m)	y (m)	z (m)	ψ (rad)
RMSE:	0,193	0,383	0,106	0,069

O último experimento dessa sequência, trata-se de uma navegação entre pontos que compõem os vértices de um quadrado no plano xy . A altitude desejada é $z_d = 0,5$ m acima daquela do início do experimento, a guinada desejada é $\psi_d = 0,0$ rad e as posições

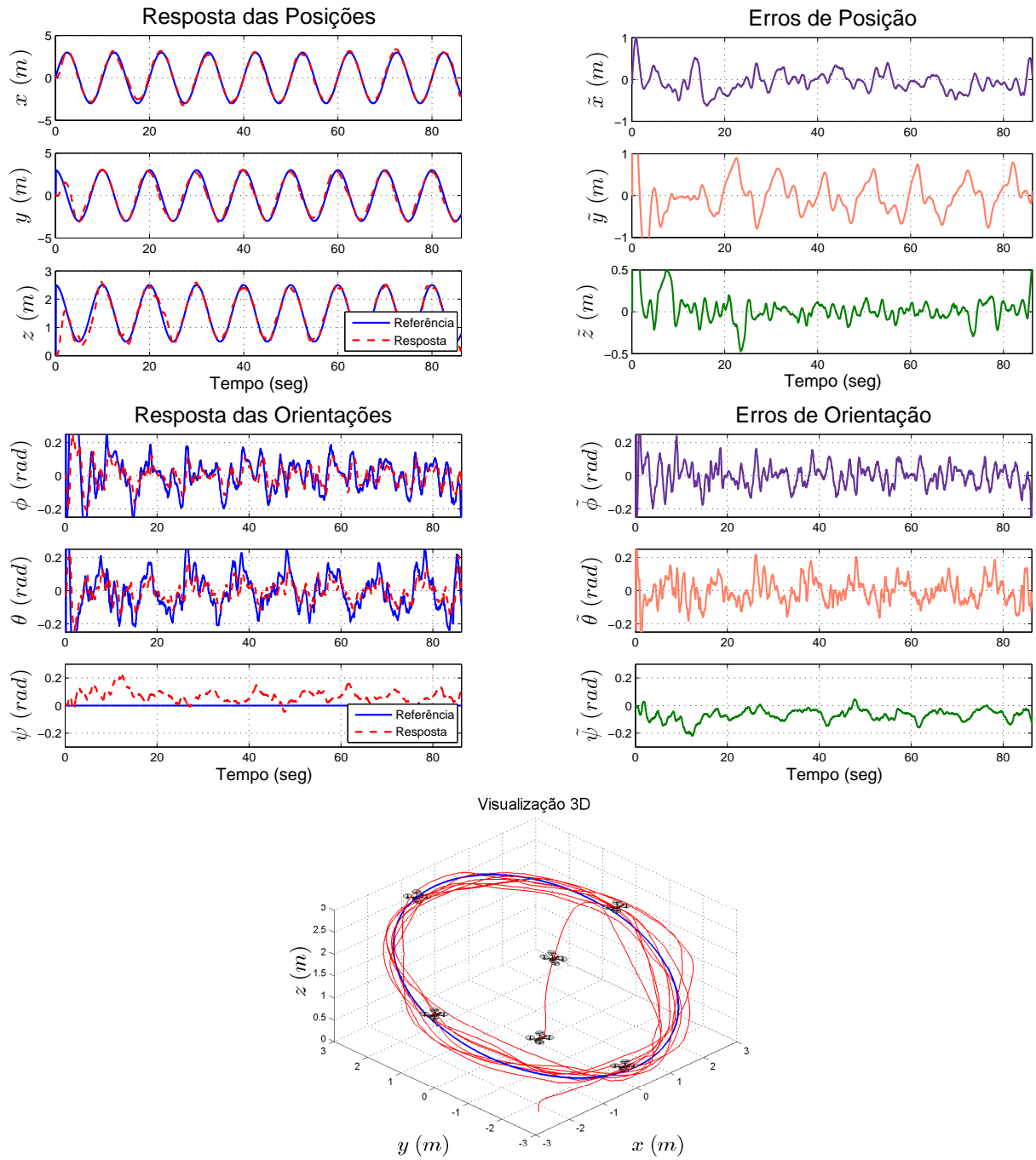


Figura 58 – Experimento de seguimento de uma trajetória circular inclinada em ambientes exteriores, sob influência do vento.

x_d e y_d são alteradas a cada $t = 10$ s de experimento, conforme a sequência

$$\begin{cases} x_d = 0,0 \text{ m}, y_d = 0,0 \text{ m} \\ x_d = 0,0 \text{ m}, y_d = 5,0 \text{ m} \\ x_d = 5,0 \text{ m}, y_d = 5,0 \text{ m} \\ x_d = 5,0 \text{ m}, y_d = 0,0 \text{ m}, \end{cases}$$

a qual é repetida duas vezes.

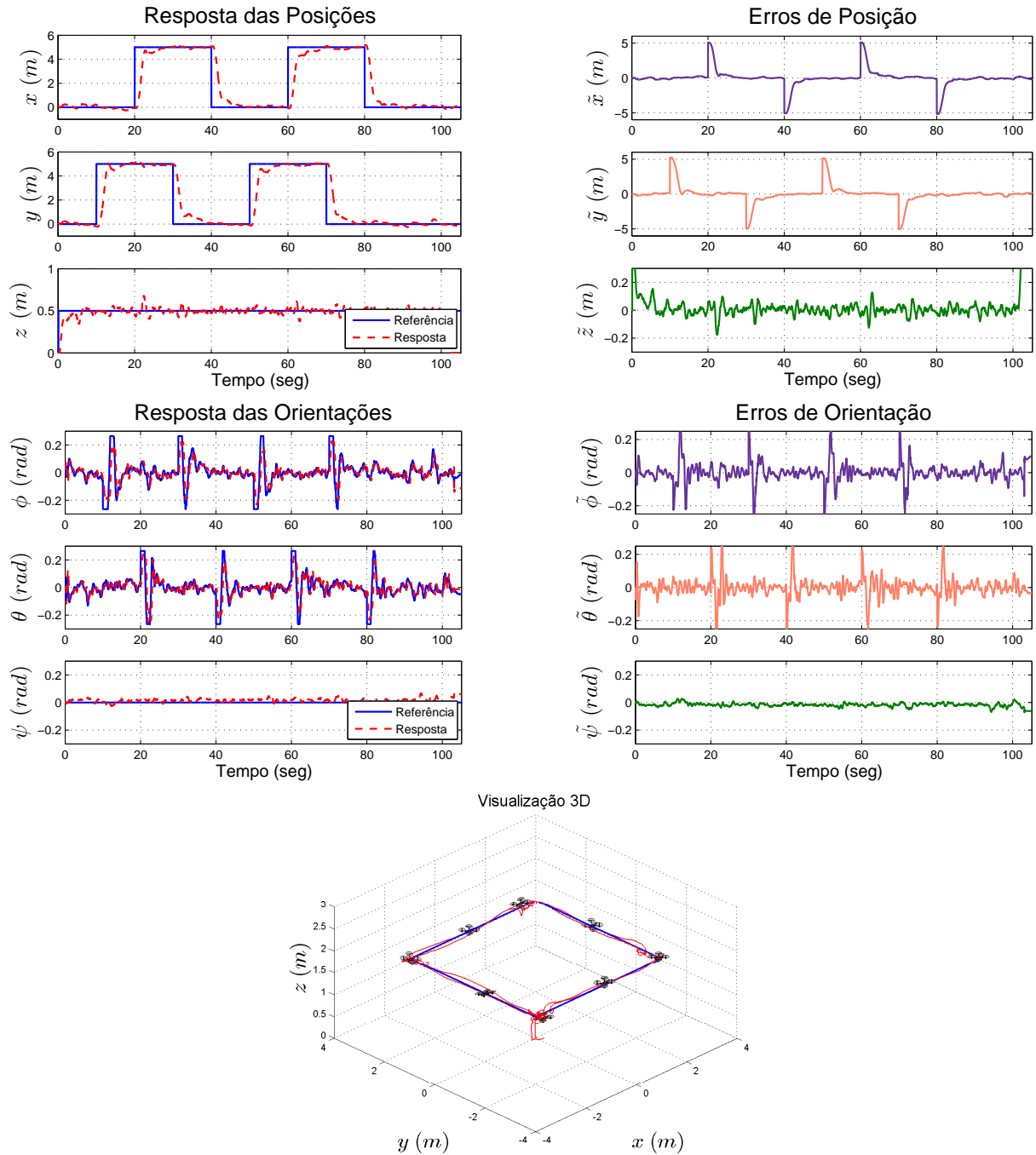


Figura 59 – Experimento de posicionamento sobre os vértices de um quadrado em ambientes exteriores.

Tal experimento demonstra a capacidade dos sistemas de navegação e controle em gerenciar grandes erros de posição, inseridos sistematicamente no problema de posicionamento. Tamanho erro resulta em referências de orientação saturadas, que se demonstram capazes de promover movimentos estáveis durante o cumprimento da missão, conforme pode ser apreciado na filmagem do experimento disponível em <http://youtu.be/0rASeB-rD5A>.

Na Figura 59 está exposta a resposta obtida durante o experimento. Nota-se que os erros são exponencialmente decrescentes, demonstrando a habilidade dos sistemas no

seguimento dos pontos de referência variáveis. Destaca-se que em todos os instantes em que há mudança de referência, o sistema fica em condição de saturação da orientação desejada, através da função $\sigma_{\phi, \theta}$, que eventualmente é desligada pelo movimento de aproximação do VANT da região de controle, dentro da qual as posições desejadas se encontram.

Os experimentos apresentados demonstram a viabilidade de utilizar os sistemas de navegação e controle em diferentes localidades, além da possibilidade de guiar o VANT em problemas de controle diversos, como o de posicionamento, navegação entre pontos e seguimento de trajetórias, mesmo sob influência do vento.

5.4 Controle de uma Formação Aérea Líder-Seguidor em Ambientes Exteriores

Nesta seção, apresenta-se uma estratégia para implementação do sistema de controle de uma formação líder-seguidor em ambientes exteriores, cuja arquitetura de programação está representada na Figura 60.

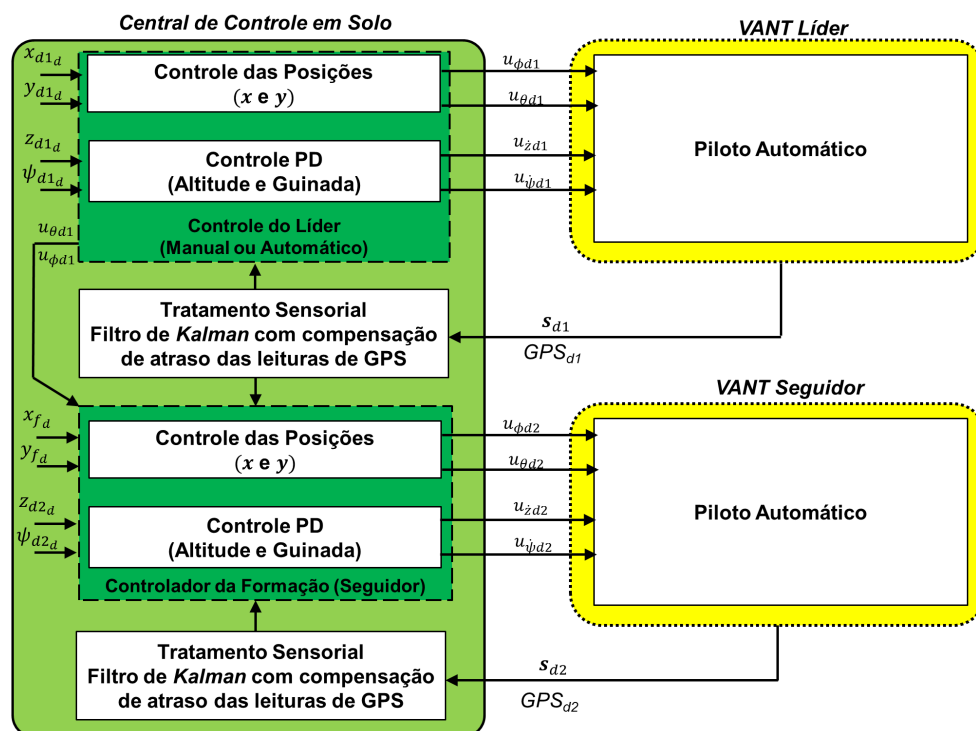


Figura 60 – Diagrama da arquitetura utilizada para implementação do controle de formação líder-seguidor em ambientes exteriores.

A nomenclatura utilizada é a mesma da Seção 4.4, onde o subscrito $d1$ identifica o VANT líder enquanto $d2$, o seguidor. Em ambos os casos a altitude e a guinada dos VANTs são reguladas automaticamente e de forma independente das posições x e y . Para isso, implementa-se o controlador PD da Equação (5.4) em ambos os VANTs. Já as

posições x_{d1} e y_{d1} do líder podem ser controladas em dois modos: manual, por um operador, ou automático, através dos controladores apresentados na Seção 5.3. Independente do modo escolhido, as ações de controle relacionadas a esses movimentos ($u_{\theta d1}$ e $u_{\phi d1}$) são incorporadas pelo controlador da formação, que por sua vez atua sobre as posições x_{d2} e y_{d2} do seguidor, em um controlador similar àquele da Seção 4.4.

5.4.1 Resultados Experimentais

A estrutura virtual da formação é definida de acordo com o esquema da Figura 61, onde $\mathbf{X}_{fd} = [0, 0 \quad 4, 0 \quad 0, 0 \quad 0, 0]^T$, o que em outras palavras significa que no referencial global da posição y , o VANT seguidor deve se posicionar sempre 4,0 m à esquerda do VANT líder, i.e., $y_{fd} = y_{d1d} - y_{d2d} = 4,0$ m enquanto para posição x os movimentos do líder serão imitados pelo seguidor, uma vez que $x_{fd} = x_{d1d} - x_{d2d} = 0,0$ m. Tal estrutura é escolhida por oferecer uma distância segura e evitar a colisão entre os veículos no experimento.

Destaca-se que as referências de altitude e guinada nos experimentos são $z_{d1d} = z_{d2d} = 0,5$ m acima do ponto inicial de controle dos VANTs e $\psi_{d1d} = \psi_{d2d} = 0,0$ rad, portanto em termos de variáveis de formação, o que é esperado como resultado é $z_{fd} = z_{d1d} - z_{d2d} = 0,0$ m e $\psi_{fd} = \psi_{d1d} - \psi_{d2d} = 0,0$ rad.

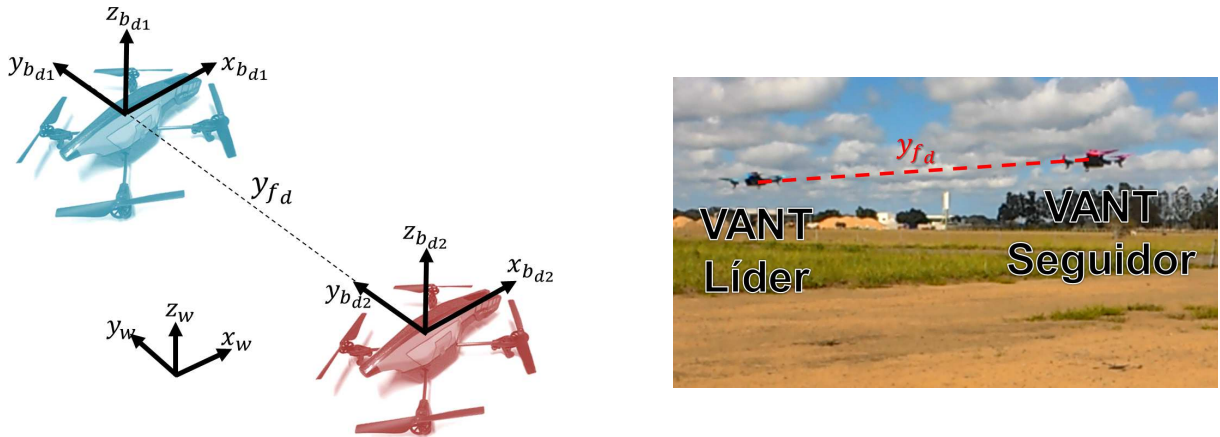


Figura 61 – Estrutura virtual adotada no experimento de formação em ambientes exteriores.

Os ganhos de controle adotados nos experimentos de formação em ambientes exteriores estão de acordo com a Tabela 22.

Tabela 22 – Ganhos de controle adotado nos experimentos de formação em ambientes exteriores.

K_{p_x}	K_{p_y}	K_{p_z}	K_{p_ψ}	K_{d_x}	K_{d_y}	K_{d_z}	K_{d_ψ}
1,5	1,5	0,5	0,8	2,0	2,0	0,3	0,3

No primeiro experimento apresentado, realiza-se um voo manual com o líder onde os comandos dos movimentos em x e y são enviados diretamente para o VANT desde a estação de solo. Na Figura 62 estão representadas as posições globais executadas por

ambos os veículos e os erros de formação apresentados durante o experimento. Conforme esperado, o perfil realizado para as posições x e y é similar em ambos os VANTs, porém respeitando o deslocamento de 4,0 m em y , requisitado pela estrutura virtual da formação, comprovando assim a capacidade do sistema de mantê-la durante o experimento. Os erros apresentados para as variáveis de posição são relativamente maiores quando comparados com resultados obtidos em ambientes interiores. Porém, esse é um efeito esperado das diferenças nas condições de voo entre os ambientes, bem como os sensores utilizados. Para um melhor entendimento do procedimento adotado, um vídeo deste experimento está disponível em http://youtu.be/Vm5_T-JMwyQ.

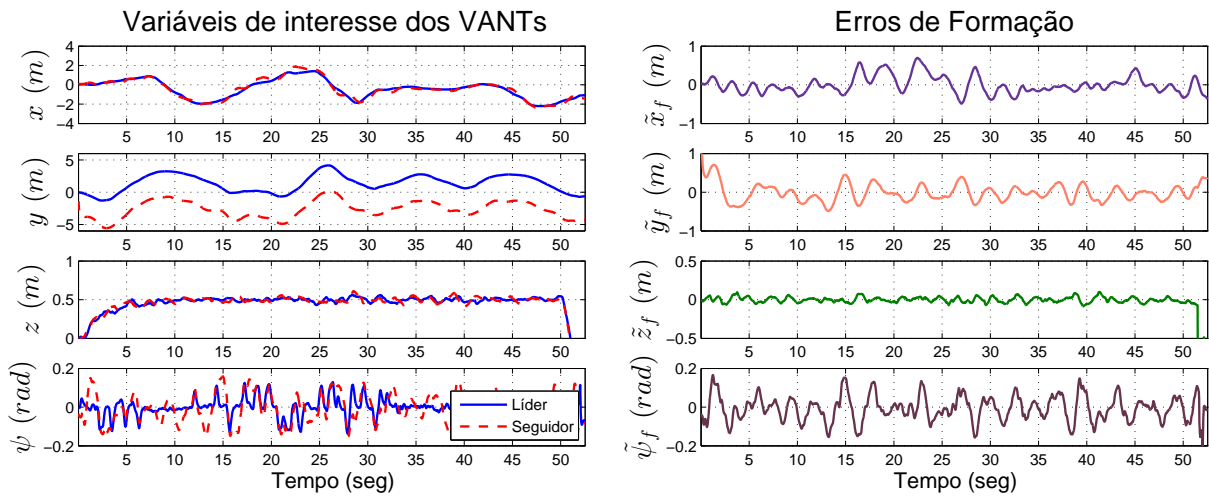


Figura 62 – Experimento de formação líder-seguidor em ambientes exteriores. Líder com controle manual.

A Tabela 23 apresenta o índice RMSE do experimento tomado o erro de formação entre os instantes $t \approx 10$ s e $t \approx 50$ s, que não contém dados inconsistentes de pouso e decolagem.

Tabela 23 – RMSE do experimento de formação líder-seguidor em ambientes exteriores. Líder com controle manual.

	x_f (m)	y_f (m)	z_f (m)	ψ_f (rad)
RMSE	0,2285	0,1857	0,0329	0,0627

Nos próximos experimentos, o líder será controlado de forma automática pelo controlador da Seção 5.3, enquanto o controle da formação é realizado automaticamente.

Como primeira demonstração, o objetivo é realizar uma navegação entre pontos distintos, definidos como os vértices de um quadrado com lado de 3,0 m, definindo os

valores desejados da posição do líder x_{d1_d} e y_{d1_d} a cada $t = 10$ s, de acordo com a sequência

$$\begin{cases} x_{d1_d} = 0,0 \text{ m}, y_{d1_d} = 0,0 \text{ m} \\ x_{d1_d} = 0,0 \text{ m}, y_{d1_d} = 3,0 \text{ m} \\ x_{d1_d} = 3,0 \text{ m}, y_{d1_d} = 3,0 \text{ m} \\ x_{d1_d} = 3,0 \text{ m}, y_{d1_d} = 0,0 \text{ m}. \end{cases}$$

Na Figura 63 é possível observar a resposta sensorial para ambos os veículos. Em relação à posição x , observa-se que ambos os veículos convergem para o valor desejado x_{d1_d} , conforme estabelecido pela estrutura desejada para a formação. Já em relação à posição y , nota-se que enquanto o líder converge para o valor desejado y_{d1_d} , o seguidor executa um movimento similar, porém afastado por 4,0 m, conforme o esperado. Os erros de formação oscilam em torno de zero com um erro de $\pm 1,0$ m considerado satisfatório nesses experimentos. Assim, destaca-se a capacidade da arquitetura de controle proposta em manter a formação, considerando que aplicação prevê simplesmente a navegação conjunta entre os VANTs. Tarefas mais complexas, como transporte de cargas podem demandar um precisão a qual os sistemas apresentados não têm condições de atender. Por fim, para um melhor entendimento, um vídeo deste experimento está disponível em <http://youtu.be/WIIqrWnRZEI>.

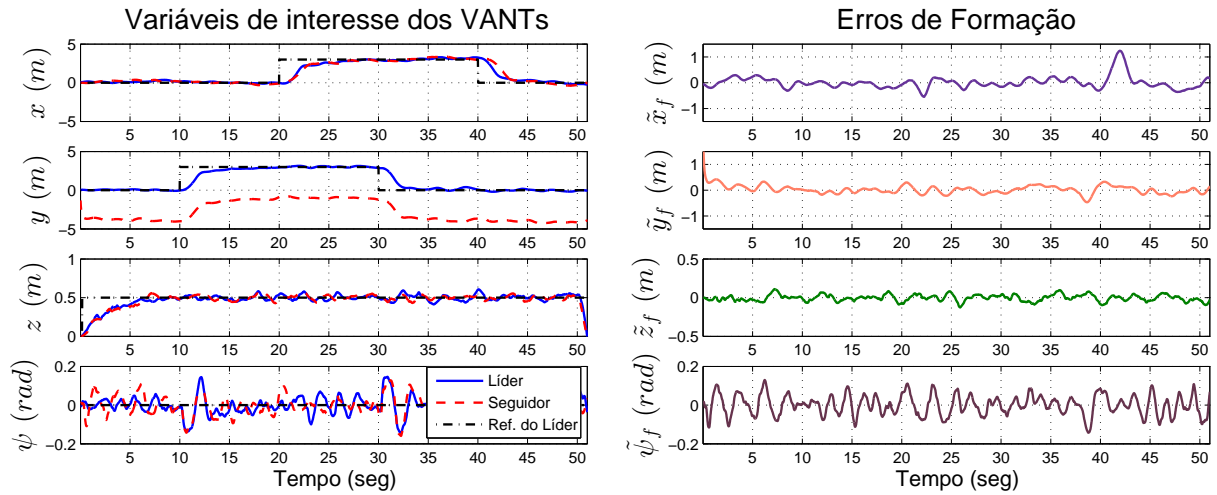


Figura 63 – Experimento de formação líder-seguidor em ambientes exteriores. Líder com controle automático navegando entre os pontos que formam os vértices de um quadrado.

Finalmente, o último experimento demonstra uma tarefa de seguimento de trajetória enviada ao líder, enquanto o seguidor realiza a mesma tarefa, porém com deslocamento de 4,0 m na variável global y , conforme estabelecido na estrutura da formação. Nesse experimento, as variáveis desejadas do líder são definidas como

$$\begin{cases} x_{d1_d} = 0,0 \text{ m} \\ y_{d1_d} = 3,0 \cos\left(\frac{2\pi}{20,0}t\right) \text{ m}. \end{cases}$$

Na Figura 64 é possível observar o comportamento das variáveis de interesse dos VANTs, bem como o erro de formação. A filmagem desse experimento está disponível em <http://youtu.be/1rhFWDYIXu8>. A Tabela 24 apresenta o índice RMSE do experimento tomado o erro de formação entre os instantes $t \approx 5$ s e $t \approx 85$ s, que não contém dados inconsistentes de pouso e decolagem.

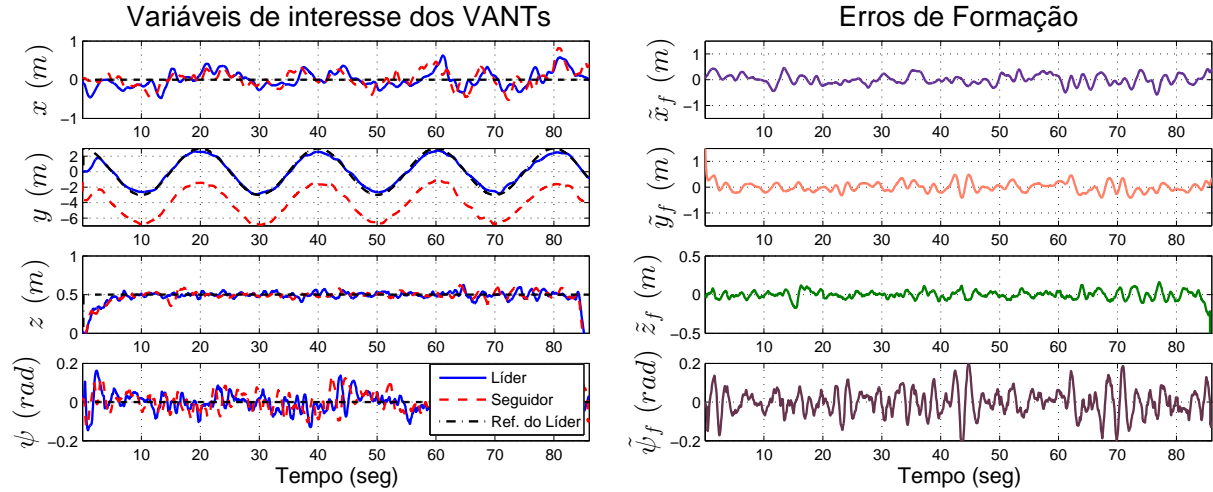


Figura 64 – Experimento de formação líder-seguidor em ambientes exteriores. Líder com controle automático navegando sobre uma trajetória.

Tabela 24 – RMSE do experimento de formação líder-seguidor em ambientes exteriores. Líder com controle automático de trajetória.

	x_f (m)	y_f (m)	z_f (m)	ψ_f (rad)
RMSE	0,1867	0,1712	0,0497	0,0640

Nota-se pela comparação das Tabelas 23 e 24 que o controle de formação possui desempenho similar em ambos os problemas, entretanto é ligeiramente melhor no problema de seguimento de trajetória em formação. A justificativa mais coerente é devida aos movimentos mais suaves realizados pelo controle automático do líder durante a trajetória, ao contrário dos movimentos mais bruscos e aleatórios recebidos durante o voo manual.

6 Conclusões e Trabalhos Futuros

Nesta tese de doutorado foram apresentados sistemas de navegação e controle para uso com veículos aéreos não tripulados em ambientes interiores e exteriores. Os algoritmos propostos foram baseados em técnicas e metodologias simplificadas que, apesar disso, demonstraram-se como soluções experimentalmente eficientes durante sucessivos testes reais. Acredita-se que o uso do AR.Drone 2.0 que é moderno e de custo acessível, contribui para sua aplicação na rede de ensino profissional brasileira, pois dentro de suas limitações, o VANT se mostrou funcional em aplicações de voo individual e em formação. Tais aplicações podem, por exemplo, ser utilizadas em palestras demonstrativas para atrair o interesse de espectadores com intenção de se aprofundar nos temas envolvidos.

As principais contribuições técnicas foram o desenvolvimento e a validação experimental dos sistemas de navegação, que são baseados em implementações lineares de fusão sensorial através do filtro de Kalman. Também há os sistemas de controle, baseados na inversão de modelos matemáticos simplificados.

Nos sistemas de navegação para ambientes exteriores, demonstrou-se uma metodologia para a compensação de atrasos usada para resolver um problema manifestados pelo sensor GPS disponível. Demonstrou-se que os dados originados pelas unidades inerciais, tais como as velocidades do VANT, podem ser utilizadas para manter estimativas temporárias de posicionamento na ausência de dados de posicionamento absoluto. Porém, tal informação deve ser eventualmente corrigida através de dados visuais ou de GPS para evitar o *drifting* da informação.

Nos sistemas de controle, demonstrou-se a eficiência que o uso de uma modelagem simplificada possui. Explicou-se através de uma arquitetura hierárquica como as equações podem ser escritas em função apenas dos comandos reais do veículo facilitando a síntese das leis de controle. Em circunstâncias de voos exteriores, notou-se uma degradação do desempenho de controle obtido nos experimentos que foi solucionada evitando algumas simplificações numéricas executadas durante o projeto dos controladores.

Em termos comparativos, foi possível identificar nos sistemas propostos uma eficiência similar a outros da literatura, porém somente para ambientes interiores em (ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a) e (MERCADO; CASTILLO; LOZANO, 2015). Destaca-se que as soluções propostas aqui são baseadas em técnicas mais simples e que também permitem uso em aplicações de formação, enquanto tais trabalhos não apresentam essa característica. O formato no qual os resultados foram apresentados (usando discussão textual, gráficos e vídeos dos experimentos), ajuda o leitor a analisar criticamente a aplicabilidade dos sistemas verificando, principalmente, as limitações do VANT utilizado.

Em ambientes exteriores, os resultados apresentados são considerados inéditos, pois não se observou até a conclusão dessa tese, outros trabalhos publicados que utilizando equipamento similar pudessem servir como parâmetro de comparação.

Conclui-se afirmando que a literatura sobre o assunto é extremamente rica e desafiadora, onde constantemente métodos bastante elaborados são apresentados. Porém, usualmente tais propostas são carentes de solução experimental viável, seja pela ausência de material ou pela dificuldade de implementação dos métodos. Por exemplo, no mesmo contexto dessa tese há outras duas já concluídas na UFES. Em ([BRANDÃO, 2013](#)), discute-se o projeto de controladores não lineares de voo baseados em uma modelagem detalhada do VANT. Em ([ROSALES, 2014](#)), algumas arquiteturas de controle são propostas incluindo soluções para formações flexíveis com desvio de obstáculos. Entretanto, ambas apresentam maior parte dos resultados através de simulações e os testes reais de voo são muito limitados em termos de exigência e executados apenas em ambientes interiores. Provavelmente, a justificativa mais plausível é a falta de um sistemas de navegação adequado para a avaliação experimental das propostas, pois ambos os autores afirmam que há a possibilidade de utilizar um GPS para realimentar os controladores, porém não há discussão de problemas práticos manifestados pelo uso desse sensor. Diante disso, essa tese de doutorado é a primeira a analisar, discutir e resolver dificuldades de implementação dos sistemas de navegação e controle para um VANT sob circunstâncias de voos reais no âmbito da UFES, além de avaliar extensivamente as propostas.

Como propostas de trabalhos futuros, listam-se algumas sugestões que possuem viabilidade real de desenvolvimento como pesquisa aplicada no assunto:

- Expandir a aplicação dos sistemas desenvolvidos na prática docente, criando roteiros experimentais e estratégias de avaliação para mensurar as melhorias que o uso de um robô aéreo pode oferecer aos alunos de cursos profissionalizantes em sua formação técnica;
- Estudar experimentalmente as limitações de movimento do VANT e usar tais informações para construir sistemas de direção (planejadores de trajetórias) que contabilizem essas restrições. Como exemplo, leituras adicionais sobre intensidade e direção do vento podem ser incorporadas ao planejador para determinar se uma trajetória é viável com o AR.Drone;
- Migrar a arquitetura dos sistemas propostos para outros modelos de VANT e verificar sua funcionalidade;
- Testar diferentes estratégias de controle, sob condições similares de voo e desvendar se há diferenças significativas no desempenho que justifiquem o uso de métodos com implementação mais difícil;

- Criar sistemas de gerenciamento de falhas dos sensores e de comunicação da rede, detectando circunstâncias em que informações de posição ficam indisponível por muito tempo, tomando decisões heurísticas sobre tentar recuperar a informação ou pousar o veículo;
- Embarcar em computadores transportados pelo veículo os algoritmos de localização de ambientes exteriores oferecendo alcance de maiores distâncias de voo;
- Criar sistemas para evitar colisão entre os veículos navegando cooperativamente;
- Testar controladores de velocidade diferentes para melhorar eficiência experimental da arquitetura de controle cinemática;
- Aplicar novas metodologias de navegação monocular/inercial no sistema de navegação. Similarmente ao PTAM utilizado por (ENGEL; STURM; CREMERS, 2014a), outros métodos mais recentes têm se dedicado a explorar e mapear as dimensões de ambientes desconhecidos usando apenas visão monocular e unidades inerciais. Isso tende a possibilitar formas viáveis de substituir sensores caros, como o laser, para navegação de VANTs em ambientes não estruturados. Métodos interessantes têm se destacado atualmente, valendo mencionar o LSD-SLAM (ENGEL; SCHÖPS; CREMERS, 2014), o SVO (FORSTER; PIZZOLI; SCARAMUZZA, 2014) e o ORB-SLAM (MUR-ARTAL; MONTIEL; TARDÓS, 2015) que aparentemente possuem grande potencial de aplicação com VANTs.

Referências

- ABD. *Associação Brasileira de Drones*. 2016. Disponível em: <<http://www.associacaobrasileiradrones.org/>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 19.
- ACHTELIK, M. W. et al. Visual-inertial slam for a small helicopter in large outdoor environments. In: *2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. [S.l.: s.n.], 2012. p. 2651–2652. ISSN 2153-0858. Citado na página 32.
- ALVARENGA, J. et al. Survey of unmanned helicopter model-based navigation and control techniques. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, v. 80, n. 1, p. 87–138, 2015. Citado 3 vezes nas páginas 21, 25 e 27.
- ALVAREZ, H. et al. Collision avoidance for quadrotors with a monocular camera. In: _____. *Experimental Robotics: The 14th International Symposium on Experimental Robotics*. [S.l.]: Springer International Publishing, 2016. p. 195–209. Citado na página 29.
- ANAC. *ANAC propõe regras para RPA e aeromodelos*. 2015. Disponível em: <<http://www.anac.gov.br/noticias/2015/anac-propoe-regras-para-rpa-e-aeromodelos>>. Acesso em: 08 jun. 2016. Citado 2 vezes nas páginas 18 e 20.
- ARDUPILOT. *ArduPilot Autopilot Suite*. 2016. Disponível em: <<http://ardupilot.org/ardupilot/>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado 2 vezes nas páginas 35 e 36.
- ASCTEC. *Research UAV*. 2016. Disponível em: <<http://www.asctec.de/asctec-research-uav/>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 35.
- AUGUGLIARO, F. et al. The flight assembled architecture installation: Cooperative construction with flying machines. *IEEE Control Systems Magazine*, v. 34, n. 4, p. 46–64, Aug 2014. Citado na página 27.
- BAGGIO, D. L. et al. *Mastering OpenCV with Practical Computer Vision Projects*. [S.l.]: Packt Publishing, Limited, 2012. ISBN 9781849517829. Citado na página 69.
- BANGURA, M.; MAHONY, R. Nonlinear dynamic modeling for high performance control of a quadrotor. In: *Proceedings of Australasian Conference on Robotics and Automation 2012*. [S.l.: s.n.], 2012. Citado 5 vezes nas páginas 21, 45, 48, 52 e 121.
- BAR-SHALOM, Y. Update with out-of-sequence measurements in tracking: exact solution. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, v. 38, n. 3, p. 769–777, Jul 2002. Citado 4 vezes nas páginas 30, 109, 110 e 111.
- BAR-SHALOM, Y.; CHEN, H.; MALLICK, M. One-step solution for the multistep out-of-sequence-measurement problem in tracking. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, v. 40, n. 1, p. 27–37, Jan 2004. Citado 3 vezes nas páginas 109, 110 e 111.
- BAR-SHALOM, Y.; KIRUBARAJAN, T.; LI, X.-R. *Estimation with Applications to Tracking and Navigation*. New York, NY, USA: John Wiley & Sons, Inc., 2002. ISBN 0471221279. Citado 3 vezes nas páginas 61, 63 e 67.

- BERTRAND, S. et al. A hierarchical controller for miniature {VTOL} uavs: Design and stability analysis using singular perturbation theory. *Control Engineering Practice*, v. 19, n. 10, p. 1099 – 1108, 2011. Citado 2 vezes nas páginas 62 e 70.
- BOUABDALLAH, S.; MURRIERI, P.; SIEGWART, R. Design and control of an indoor micro quadrotor. In: *Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004 IEEE International Conference on*. [S.l.: s.n.], 2004. v. 5, p. 4393–4398. Citado 3 vezes nas páginas 25, 45 e 51.
- BOUABDALLAH, S.; SIEGWART, R. Full control of a quadrotor. In: *2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. [S.l.: s.n.], 2007. p. 153–158. Citado na página 21.
- BOUADI, H. et al. Sliding mode control based on backstepping approach for an uav type-quadrotor. *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering*, v. 1, n. 2, p. 39–44, 2007. Citado na página 52.
- BRANDÃO, A. S. *Controle descentralizado com desvio de obstáculos para uma formação líder-seguidor de robôs móveis*. Dissertação (Mestrado) — Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica - Universidade Federal do Espírito Santo, 2008. Citado na página 36.
- BRANDÃO, A. S. *Projeto de controladores não lineares para voo autônomo de veículo aéreos de aás rotativas*. Tese (Doutorado) — Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica - Universidade Federal do Espírito Santo, 2013. Citado 8 vezes nas páginas 25, 45, 46, 48, 51, 73, 130 e 149.
- BRISTEAU, P.-J. et al. The navigation and control technology inside the ar.drone micro uav. In: *Proceedings of the 18th IFAC World Congress*. Milan, Italy: [s.n.], 2011. v. 18. Citado 10 vezes nas páginas 25, 28, 37, 38, 42, 53, 54, 57, 64 e 143.
- BURRI, M. et al. Real-time visual-inertial mapping, re-localization and planning onboard mavs in unknown environments. In: *Intelligent Robots and Systems (IROS), 2015 IEEE/RSJ International Conference on*. [S.l.: s.n.], 2015. p. 1872–1878. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 28.
- CADDICK, L. *Drones Take Flight: Key issues for insurance*. 2015. Disponível em: <<http://www.loyds.com/news-and-insight/risk-insight/library/technology/drones-take-flight>>. Acesso em: 08 jun. 2016. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 20.
- CAI, G.; DIAS, J.; SENEVIRATNE, L. A survey of small-scale unmanned aerial vehicles: Recent advances and future development trends. *Unmanned Systems*, v. 02, n. 02, p. 175–199, 2014. Citado 5 vezes nas páginas 21, 27, 34, 37 e 143.
- CARRILLO, L. R. G. et al. Three-dimensional position and velocity regulation of a quad-rotorcraft using optical flow. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, v. 51, n. 1, p. 358–371, January 2015. Citado na página 52.
- CASTILLO, P.; DZUL, A.; LOZANO, R. Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, v. 12, n. 4, p. 510–516, July 2004. Citado 3 vezes nas páginas 25, 49 e 52.
- CASTILLO, P.; LOZANO, R.; DZUL, A. *Modelling and control of mini flying machines*. [S.l.]: Springer-Verlag, 2005. Citado 4 vezes nas páginas 18, 25, 26 e 45.

- CAVAZZANA, E. et al. *Projeto Pedagógico do Curso de Engenharia de Controle e Automação*. 2015. Coordenadoria de Automação Industrial do IFES - Linhares. Disponível em: <http://www.ifes.edu.br/images/stories/files/cursos/graduacao/linhares/ppc_eng_controle_automacao.pdf>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 22.
- CHAO, H.; CAO, Y.; CHEN, Y. Autopilots for small unmanned aerial vehicles: A survey. *International Journal of Control, Automation and Systems*, v. 8, n. 1, p. 36–44, 2010. Citado 5 vezes nas páginas 22, 27, 34, 36 e 63.
- CHARROW, B. et al. Information-theoretic mapping using cauchy-schwarz quadratic mutual information. In: *2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. [S.l.: s.n.], 2015. p. 4791–4798. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 28.
- CHEN, C.-T. *Linear System Theory and Design*. [S.l.]: Oxford University Press, 1999. (Oxford Series in Electrical and Computer Engineering). ISBN 0-19-511777-8. Citado 4 vezes nas páginas 74, 76, 77 e 95.
- CHEN, J.; LIU, T.; SHEN, S. Online generation of collision-free trajectories for quadrotor flight in unknown cluttered environments. In: *2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. [S.l.: s.n.], 2016. p. 1476–1483. Citado 2 vezes nas páginas 25 e 28.
- DJI. *Drone Store*. 2016. Disponível em: <<http://store.dji.com/>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 35.
- DJI. *Phantom Pilot Training Guide*. 2016. Disponível em: <http://dl.djicdn.com/downloads/phantom-2-vision/en/Phantom_2_Vision_Pilot_Training_Guide_en.pdf>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 37.
- DONADEL, R. et al. Path tracking control of a small scale tiltrotor unmanned aerial vehicle. In: *Anais do XX Congresso Brasileiro de Automática*. Belo Horizonte, MG, Brasil: [s.n.], 2014. Citado na página 29.
- ELSAMANTY, M. et al. Methodology for identifying quadrotor parameters, attitude estimation and control. In: *2013 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics*. [S.l.: s.n.], 2013. p. 1343–1348. Citado na página 48.
- ENGEL, J.; SCHÖPS, T.; CREMERS, D. Lsd-slam: Large-scale direct monocular slam. In: _____. *Computer Vision – ECCV 2014: 13th European Conference, Zurich, Switzerland, September 6-12, 2014, Proceedings, Part II*. [S.l.]: Springer International Publishing, 2014. p. 834–849. Citado na página 131.
- ENGEL, J.; STURM, J.; CREMERS, D. Camera-based navigation of a low-cost quadcopter. In: *Proceedings of the International Conference on Intelligent Robot Systems (IROS)*. [S.l.: s.n.], 2012. Citado na página 31.
- ENGEL, J.; STURM, J.; CREMERS, D. Scale-aware navigation of a low-cost quadcopter with a monocular camera. *Robotics and Autonomous Systems (RAS)*, v. 62, n. 11, p. 1646–1656, 2014. Citado 11 vezes nas páginas 26, 29, 30, 31, 37, 40, 62, 80, 108, 129 e 131.
- ENGEL, J.; STURM, J.; CREMERS, D. *Tum AR.Drone*. 2014. Disponível em: <http://wiki.ros.org/tum_ardrone>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 40.

- ERLEROBOTICS. *Drone Store*. 2016. Disponível em: <<https://erlerobotics.com/blog/shop-index/>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 35.
- ESCAREÑO, J. et al. Trajectory control of a quadrotor subject to 2d wind disturbances. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, v. 70, n. 1, p. 51–63, 2013. ISSN 1573-0409. Citado na página 21.
- FADALI, S. *Input to State Stability*. 2012. Lecture Notes on Nonlinear Control, University of Nevada, Reno. Disponível em: <<http://wolfweb.unr.edu/~fadali/EE776/EE776Nonlinear.htm>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 76.
- FAESSLER, M. et al. Autonomous, vision-based flight and live dense 3d mapping with a quadrotor micro aerial vehicle. *Journal of Field Robotics*, v. 33, n. 4, p. 431–450, 2016. ISSN 1556-4967. Citado na página 28.
- FORSTER, C.; PIZZOLI, M.; SCARAMUZZA, D. SVO: Fast semi-direct monocular visual odometry. In: *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. [S.l.: s.n.], 2014. Citado na página 131.
- GANDOLFO, D. C. et al. Path following for unmanned helicopter: An approach on energy autonomy improvement. *Information Technology and Control*, v. 45, n. 1, p. 86–98, 2016. ISSN 2335-884X. Citado na página 103.
- GOMES, L. L. et al. Controle de um veículo quadrirotor usando um sistema de captura de movimentos. In: *Anais do XX Congresso Brasileiro de Automática*. Belo Horizonte, MG, Brasil: [s.n.], 2014. Citado na página 29.
- GOOGLEMAPS. *GPSVisualizer Freehand Drawing Utility*. 2016. Disponível em: <<https://www.google.com.br/maps/@-20.2714988,-40.3055152,51m/data=!3m1!1e3>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 106.
- GPSVISUALIZER. *GPSVisualizer Freehand Drawing Utility*. 2016. Disponível em: <<http://www.gpsvisualizer.com/draw/>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 107.
- GUERRERO, J.-A.; LOZANO, R. *Flight Formation Control*. [S.l.]: John Wiley-ISTE, 2012. Citado na página 89.
- HEHN, M.; D'ANDREA, R. A flying inverted pendulum. In: *IEEE. Robotics and Automation (ICRA), 2011 IEEE International Conference on*. [S.l.], 2011. p. 763–770. Citado 2 vezes nas páginas 22 e 27.
- HEHN, M.; D'ANDREA, R. Quadcopter trajectory generation and control. In: *Proceedings of the IFAC world congress*. [S.l.: s.n.], 2011. p. 1485–1491. Citado na página 19.
- HOFFMANN, G. M. et al. Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment. In: *In Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. [S.l.: s.n.], 2007. Citado 2 vezes nas páginas 45 e 51.
- HOFFMANN, G. M. et al. The stanford testbed of autonomous rotorcraft for multi agent control (starmac). In: *In Proceedings of the 23rd Digital Avionics Systems Conference*. [S.l.: s.n.], 2004. Citado na página 37.

- HONEGGER, D. et al. An open source and open hardware embedded metric optical flow cmos camera for indoor and outdoor applications. In: *Robotics and Automation (ICRA), 2013 IEEE International Conference on*. [S.l.: s.n.], 2013. p. 1736–1741. Citado na página 59.
- HOW, J. et al. Real-time indoor autonomous vehicle test environment. *Control Systems, IEEE*, v. 28, n. 2, p. 51–64, April 2008. Citado na página 27.
- INMET. *Estação Meteorológica de Observação de Superfície Automática - Linhares - ES*. 2016. Disponível em: <<http://www.inmet.gov.br/portal/index.php?r=estacoes/estacoesAutomaticas>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado 2 vezes nas páginas 113 e 119.
- KANAYAMA, Y. et al. A stable tracking control method for an autonomous mobile robot. In: *Proc. of the IEEE 1990 ICRA*. Cincinnati, OH, USA: [s.n.], 1990. p. 384–389. Citado 3 vezes nas páginas 94, 98 e 100.
- KENDOUL, F. Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems. *Journal of Field Robotics*, Wiley Subscription Services, Inc., A Wiley Company, v. 29, n. 2, p. 315–378, 2012. ISSN 1556-4967. Citado 5 vezes nas páginas 20, 25, 27, 61 e 69.
- KENDOUL, F.; FANTONI, I.; LOZANO, R. Asymptotic Stability of Hierarchical Inner-Outer Loop-Based Flight Controllers. In: *17th IFAC World Congress*. Seoul, South Korea: [s.n.], 2008. Citado na página 70.
- KENDOUL, F.; YU, Z.; NONAMI, K. Guidance and nonlinear control system for autonomous flight of minirotorcraft unmanned aerial vehicles. *Journal of Field Robotics*, Wiley Subscription Services, Inc., A Wiley Company, v. 27, n. 3, p. 311–334, 2010. Citado 4 vezes nas páginas 22, 37, 52 e 143.
- KHALIL, H. K. *Nonlinear Systems*. 3. ed. Upper Saddle River (New Jersey): Prentice Hall, 2002. ISBN 0-13-067389-7. Citado 4 vezes nas páginas 31, 71, 75 e 76.
- KHALIL, H. K. *Nonlinear Control Global Edition*. 1. ed. Edinburgh Gate, Harlow: Pearson Education, 2015. ISBN 0-13-349926-X. Citado 2 vezes nas páginas 76 e 77.
- KLEIN, G.; MURRAY, D. Parallel tracking and mapping for small AR workspaces. In: *Proc. Sixth IEEE and ACM International Symposium on Mixed and Augmented Reality (ISMAR'07)*. Nara, Japan: [s.n.], 2007. Citado na página 29.
- KONDAK, K. et al. Autonomously flying vtol-robots: Modeling and control. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Rome, Italy: [s.n.], 2007. p. 736–741. Citado na página 48.
- KRAJNÍK, T. et al. Ar-drone as a platform for robotic research and education. In: _____. *Research and Education in Robotics - EUROBOT 2011: International Conference, Prague, Czech Republic, June 15-17, 2011. Proceedings*. Berlin, Heidelberg: Springer, 2011. p. 172–186. Citado 4 vezes nas páginas 29, 37, 53 e 54.
- LARSEN, T. et al. Incorporation of time delayed measurements in a discrete-time kalman filter. In: *Decision and Control, 1998. Proceedings of the 37th IEEE Conference on*. [S.l.: s.n.], 1998. v. 4, p. 3972–3977 vol.4. Citado na página 107.

- LEPETIT, V.; MORENO-NOGUER, F.; FUA, P. Eppn: An accurate $O(n)$ solution to the pnp problem. *International Journal of Computer Vision*, v. 81, n. 2, p. 155–166, 2008. Citado na página 69.
- LI, Q. *Grey-box system identification of a quadrotor unmanned aerial vehicle*. Dissertação (Mestrado) — Faculty of Mechanical, Maritime and Materials Engineering, Delft University of Technology, 2014. Citado na página 48.
- LIU, S. et al. High speed navigation for quadrotors with limited onboard sensing. In: *2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. [S.l.: s.n.], 2016. p. 1484–1491. Citado 2 vezes nas páginas 25 e 28.
- LOIANNO, G. et al. Smartphones power flying robots. In: *Intelligent Robots and Systems (IROS), 2015 IEEE/RSJ International Conference on*. [S.l.: s.n.], 2015. p. 1256–1263. Citado na página 28.
- LUGO, J. J.; ZELL, A. Framework for autonomous on-board navigation with the ar.drone. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Springer Netherlands, v. 73, n. 1-4, p. 401–412, 2014. Citado 3 vezes nas páginas 29, 81 e 94.
- LUPASHIN, S. et al. A platform for aerial robotics research and demonstration: The flying machine arena. *Mechatronics*, v. 24, n. 1, p. 41 – 54, 2014. Citado 3 vezes nas páginas 21, 25 e 27.
- LUUKKONEN, T. *Modelling and control of quadcopter*. 2011. Disponível em: <http://sal.aalto.fi/publications/pdf-files/eluu11_public.pdf>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 52.
- LYNEN, S. et al. A robust and modular multi-sensor fusion approach applied to mav navigation. In: *2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. [S.l.: s.n.], 2013. p. 3923–3929. Citado 5 vezes nas páginas 19, 62, 107, 108 e 109.
- MARTINS, F. N. *Modelagem e compensação da dinâmica de robôs móveis e sua aplicação em controle de formação*. Tese (Doutorado) — Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica - Universidade Federal do Espírito Santo, 2009. Citado na página 36.
- MATHWORKS. *Correlation coefficients*. 2016. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/help/ident/ref/goodnessoffit.html>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 58.
- MATHWORKS. *Goodness of fit between test and reference data*. 2016. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/help/ident/ref/goodnessoffit.html>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 58.
- MEIER, L. *PixHawk*. 2016. Disponível em: <<https://pixhawk.org/>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 36.
- MEIER, L. *PX4 Devguide*. 2016. Disponível em: <<http://dev.px4.io/concept-flight-stack.html>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 36.
- MEIER, L.; HONEGGER, D.; POLLEFEYS, M. Px4: A node-based multithreaded open source robotics framework for deeply embedded platforms. In: *2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. [S.l.: s.n.], 2015. p. 6235–6240. Citado na página 59.

- MELLINGER, D.; MICHAEL, N.; KUMAR, V. Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors. *The International Journal of Robotics Research*, v. 31, n. 5, p. 664–674, 2012. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 28.
- MERCADO, D. A.; CASTILLO, P.; LOZANO, R. Quadrotor's trajectory tracking control using monocular vision navigation. In: *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. [S.l.: s.n.], 2015. p. 844–850. Citado 5 vezes nas páginas 29, 31, 84, 85 e 129.
- MERWE, R. van der; WAN, E. A.; JULIER, S. I. Sigma-point kalman filters for nonlinear estimation and sensor-fusion: applications to integrated navigation. In: *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation & Control Conference*. [S.l.: s.n.], 2004. p. 1735–1764. Citado 3 vezes nas páginas 62, 104 e 108.
- MICHAEL, N. et al. The grasp multiple micro-uav testbed. *Robotics Automation Magazine, IEEE*, v. 17, n. 3, p. 56–65, Sept 2010. Citado 3 vezes nas páginas 27, 45 e 51.
- MOBILEROBOTS, A. *Pioneer 3 Operations Manual with MobileRobots Exclusive Advanced Robot Control & Operations Software*. [S.l.], 2006. Version 3.0. Citado 2 vezes nas páginas 36 e 97.
- MONAJJEMI, M.; AL. et. *AR.Drone Autonomy: ROS driver for the AR.Drone quadrotor*. 2015. Disponível em: <<http://ardrone-autonomy.readthedocs.org>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 40.
- MORIASI, D. N. et al. Model evaluation guidelines for systematic quantification of accuracy in watershed simulations. *Transactions of the American Society of Agricultural Engineers*, v. 50, n. 3, p. 885–900, 2007. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 58.
- MÜLLER, M. W.; LUPASHIN, S.; D'ANDREA, R. Quadrocopter ball juggling. In: *Proceedings of the 24th IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robot Systems*. San Francisco, USA: [s.n.], 2011. p. 5113–5120. Citado na página 27.
- MUNDOGEO. *DroneShow Latin America*. 2016. Disponível em: <<http://www.droneshowla.com/>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 19.
- MUR-ARTAL, R.; MONTIEL, J. M. M.; TARDÓS, J. D. Orb-slam: A versatile and accurate monocular slam system. *IEEE Transactions on Robotics*, v. 31, n. 5, p. 1147–1163, Oct 2015. Citado na página 131.
- MUROI, H.; ADACHI, S. Model validation criteria for system identification in time domain. *IFAC-PapersOnLine*, v. 48, n. 28, p. 86 – 91, 2015. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 58.
- NONAMI, K. et al. *Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*. 1st. ed. [S.l.]: Springer Publishing Company, Incorporated, 2010. Citado 5 vezes nas páginas 18, 19, 26, 45 e 52.
- NÜTZI, G. et al. Fusion of imu and vision for absolute scale estimation in monocular slam. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, v. 61, n. 1, p. 287–299, 2011. Citado 3 vezes nas páginas 19, 30 e 62.
- OH, K.-K.; PARK, M.-C.; AHN, H.-S. A survey of multi-agent formation control. *Automatica*, v. 53, p. 424 – 440, 2015. Citado na página 89.

- OM, S. *Double Review: Replay Video Editing App, Featuring Parrot's A.R. Drone 2.0*. 2014. Disponível em: <<http://www.iphonelife.com/blog/28861/double-review-replay-video-editing-app-featuring-parrots-ar-drone-20-0>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 39.
- PARROT. *Drones*. 2016. Disponível em: <<https://www.parrot.com/us/drone>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado 2 vezes nas páginas 35 e 37.
- PISKORSKI, S. et al. *AR.Drone Developer Guide*. [S.l.], 2012. SDK Version 2.0. Citado 10 vezes nas páginas 18, 38, 40, 42, 53, 57, 64, 102, 143 e 145.
- PUKU0X. *CV Drone (= OpenCV + AR.Drone)*. 2013. Disponível em: <<https://github.com/puku0x/cvdrone>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 41.
- QUIGLEY, M. et al. Ros: an open-source robot operating system. In: *ICRA Workshop on Open Source Software*. [S.l.: s.n.], 2009. Citado na página 40.
- RAFFO, G. V.; ORTEGA, M. G.; RUBIO, F. R. An integral predictive nonlinear control structure for a quadrotor helicopter. *Automatica*, v. 46, n. 1, p. 29 – 39, 2010. Citado 6 vezes nas páginas 44, 45, 46, 49, 52 e 149.
- RAWAT, K. S.; MASSIHA, G. H. A hands-on laboratory based approach to undergraduate robotics education. In: *Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004 IEEE International Conference on*. [S.l.: s.n.], 2004. p. 1370–1374. Citado na página 23.
- RITZ, R.; MUELLER, M.; D'ANDREA, R. Cooperative quadrocopter ball throwing and catching. In: *IEEE. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. [S.l.], 2012. p. 4972–4978. Citado na página 27.
- ROBOTSHOP. *Hokuyo UTM-30LX Scanning Laser Rangefinder*. 2016. Disponível em: <<http://www.robotshop.com/en/hokuyo-utm-03lx-laser-scanning-rangefinder.html>>. Acesso em: 08 jul. 2016. Citado na página 22.
- ROSALES, C. D. *Controle de Sistemas Multi-Robôs Aéreos*. Tese (Doutorado) — Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica - Universidade Federal do Espírito Santo, 2014. Citado na página 130.
- SANTANA, L. V.; BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M. An automatic flight control system for the ar.drone quadrotor in outdoor environments. In: *Proceedings of the 2015 Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems*. Cancún, México: [s.n.], 2015. Citado 3 vezes nas páginas 32, 116 e 145.
- SANTANA, L. V.; BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M. Outdoor waypoint navigation with the ar.drone quadrotor. In: *Proceedings of the 2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems*. Denver, CO, USA: [s.n.], 2015. p. 303–311. Citado 2 vezes nas páginas 32 e 96.
- SANTANA, L. V.; BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M. Uma arquitetura de controle para formação líder-seguidor, entre um vant e um vtnt, baseada em modelos cinemáticos. In: *Anais do XII Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente*. Natal, RN, Brasil: [s.n.], 2015. Citado 2 vezes nas páginas 31 e 32.

- SANTANA, L. V.; BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M. Design and evaluation of an open-source computational platform for outdoor navigation tasks using a commercial low-cost quadrotor. 2016. Citado na página 32.
- SANTANA, L. V.; BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M. Formação líder-seguidor com quadrimotores navegando em ambientes exteriores. In: *Anais do XXI Congresso Brasileiro de Automática*. [S.l.: s.n.], 2016. Citado na página 32.
- SANTANA, L. V.; BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M. Navigation and cooperative control using the ar.drone quadrotor. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2016. Citado na página 32.
- SANTANA, L. V.; BRANDÃO, A. S.; SARCINELLI-FILHO, M. Técnicas de controle aplicadas a quadrimotores navegando em ambientes exteriores. In: *Anais do XXI Congresso Brasileiro de Automática*. [S.l.: s.n.], 2016. Citado na página 32.
- SANTANA, L. V. et al. Modelagem, estimação de estados e controle de formação líder-seguidor usando o quadrimotor ar.drone. In: *Anais do XX Congresso Brasileiro de Automática*. Belo-Horizonte, MG, Brasil: [s.n.], 2014. Citado 2 vezes nas páginas 31 e 32.
- SANTANA, L. V. et al. A trajectory tracking and 3d positioning controller for the ar.drone quadrotor. In: *Proceedings of the 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems*. Orlando, FL, USA: [s.n.], 2014. p. 756–767. Citado 2 vezes nas páginas 31 e 32.
- SANTOS, M. C. P. et al. Controle dinâmico adaptativo para veículos aéreos não tripulados. In: *Anais do XXI Congresso Brasileiro de Automática*. [S.l.: s.n.], 2016. Citado na página 57.
- SANTOS, O. et al. Optimized discrete control law for quadrotor stabilization: Experimental results. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2016. Citado na página 52.
- SCUSSEL, A. *Mercado de Drones no Brasil projeta faturamento de até 200 milhões em 2016*. 2015. Disponível em: <<http://mundogeo.com/blog/2015/10/22/mercado-de-drones-no-brasil-projeta-faturamento-de-ate-200-milhoes-em-2016/>>. Acesso em: 03 ago. 2016. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 20.
- SHEN, S.; MICHAEL, N.; KUMAR, V. Autonomous multi-floor indoor navigation with a computationally constrained mav. In: *2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. [S.l.: s.n.], 2011. p. 20–25. Citado na página 22.
- SHEN, S. et al. Multi-sensor fusion for robust autonomous flight in indoor and outdoor environments with a rotorcraft mav. In: *2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. [S.l.: s.n.], 2014. p. 4974–4981. ISSN 1050-4729. Citado 8 vezes nas páginas 19, 25, 28, 30, 62, 107, 108 e 109.
- SICSÚ, A. B.; SILVEIRA, M. Avanços e retrocessos no marco legal da ciência, tecnologia e inovação: mudanças necessárias. *Ciência e Cultura*, Scielo, v. 68, p. 04 – 05, 06 2016. ISSN 0009-6725. Citado na página 30.
- SONTAG, E. D. Smooth stabilization implies coprime factorization. *IEEE Transactions on Automatic Control*, v. 34, n. 4, p. 435–443, Apr 1989. Citado 2 vezes nas páginas 70 e 76.

- SOUZA, C.; RAFFO, G. V.; NETO, E. de B. C. Controle IDA-PBC com ação integral para seguimento de trajetórias de um helicóptero quadrirotor. In: *Anais do XI Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente*. Fortaleza, CE, Brasil: [s.n.], 2013. Citado na página 29.
- SULLIVAN, J. M. Evolution or revolution? the rise of uavs. *IEEE Technology and Society Magazine*, v. 25, n. 3, p. 43–49, 2006. Citado na página 35.
- THEWLIS, D. et al. Next-generation low-cost motion capture systems can provide comparable spatial accuracy to high-end systems. *Journal of Applied Biomechanics*, v. 29, 2013. Citado na página 22.
- THOMAS, J. et al. Planning and Control of Aggressive Maneuvers for Perching on Inclined and Vertical Surfaces. In: *International Design Engineering Technical Conferences & Computers and Information in Engineering Conference (IDETC/CIE)*. Boston: ASME, 2015. Citado na página 28.
- THRUN, S.; BURGARD, W.; FOX, D. *Probabilistic Robotics (Intelligent Robotics and Autonomous Agents)*. [S.l.]: The MIT Press, 2005. ISBN 0262201623. Citado 2 vezes nas páginas 61 e 62.
- TURPIN, M.; MICHAEL, N.; KUMAR, V. Trajectory design and control for aggressive formation flight with quadrotors. *Autonomous Robots*, Kluwer Academic Publishers, Hingham, MA, USA, v. 33, n. 1-2, p. 143–156, August 2012. Citado 2 vezes nas páginas 22 e 28.
- VALAVANIS, K. P.; VACHTSEVANOS, G. J. *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. [S.l.]: Springer, 2015. Citado 7 vezes nas páginas 18, 19, 25, 26, 34, 45 e 48.
- VARELLA, J. ao. *Os drones invadem os negócios*. 2014. Disponível em: <<http://www.istoedinheiro.com.br/noticias/mercado-digital/20140124/drones-invadem-negocios/146050>>. Acesso em: 08 jun. 2016. Citado 3 vezes nas páginas 19, 20 e 34.
- WEISS, S. et al. Monocular vision for long-term micro aerial vehicle state estimation: A compendium. *Journal of Field Robotics*, v. 30, n. 5, p. 803–831, 2013. Citado 2 vezes nas páginas 22 e 28.
- ZHANG, K.; LI, X.; ZHU, Y. Optimal update with out-of-sequence measurements. *Signal Processing, IEEE Transactions on*, v. 53, n. 6, p. 1992–2004, June 2005. Citado na página 107.

Apêndices

APÊNDICE A – Levantamento de características relevantes de VANTs comerciais da atualidade.

MODELO	CUSTO	COMENTÁRIOS
Parrot AR. Drone 2.0 Power Edition	Em torno de US\$ 300 na sua versão básica	Lançado em 2010 como a primeira proposta comercial de VANT acessível (BRISTEAU et al., 2011). Tornou-se extremamente popular, com mais de 500 mil unidades vendidas até o final de 2013 (CAI; DIAS; SENEVIRATNE, 2014). Utiliza um computador de bordo com sistema operacional Linux, gerenciando os algoritmos do piloto automático. Oferece amplo suporte do fabricante para desenvolvimento de aplicativos de controle do VANT (PISKORSKI et al., 2012), abrindo espaço para uso destas informações em desenvolvimentos científicos.
Parrot Bebop versões 1 e 2	Em torno de US\$ 550 na sua versão básica	Evolução tecnológica do antecessor, lançado no final de 2014. Inclui diversas melhorias em termos de <i>hardware</i> . Oferece suporte do fabricante para desenvolvimento de aplicativos de controle do VANT ^a , embora a documentação seja inferior a de seu antecessor. A transmissão de dados sensoriais é limitada a uma taxa de apenas 5Hz, enquanto no seu antecessor chegava a 200Hz.
AscTec Hummingbird, Pelican, FireFly e outros	Estima-se que o custo seja acima de US\$ 4 mil dólares nas versões básicas dos quadrimotores Hummingbird, visto que em (KENDOUL; YU; NONAMI, 2010) um modelo similar é construído nessa faixa de valores. Acredita-se que o Pelican utilizado para SLAM com sensores de varredura laser, o Firefly e outros VANTs superiores estejam acima das dezenas de milhares de dólares. Porém, o fabricante não oferece livre acesso ao orçamento desses modelos	Equipamentos comercializados desde 2009. Representam o que há de melhor em termos de tecnologia embarcada. Utilizam dispositivos de alta qualidade nos sensores, atuadores e computadores de bordo. Oferece suporte do fabricante para desenvolvimento de aplicativos de controle do VANT ^b . São as plataformas mais recomendadas para pesquisa, caso o elevado custo não seja proibitivo.

Fonte: Manuais e orçamentos dos fabricantes.

^a <<http://developer.parrot.com/docs/SDK3>>

^b <<http://wiki.ascotec.de/display/AR/AscTec+Research+Home>>

MODELO	CUSTO	COMENTÁRIOS
DJI Phantom, Inspire 1 e outros equipados com o piloto automático Naza (Exemplo F450)	Em média, acima de US\$ 1 mil para os modelos do Phantom e F450. Na ordem de US\$ 4 mil para o Inspire 1	Modelos famosos entre pilotos amadores e cinegrafistas profissionais desde o lançamento do Phantom 1 em 2013. Possuem reconhecida estabilidade em voos exteriores. Recentemente o fabricante disponibilizou suporte para desenvolvimento de aplicativos ^a , indicando a possibilidade de programação do VANT, porém ainda há pouca documentação sobre o assunto.
3D Robotics IRIS equipado com o piloto automático Pixhawk	Em torno de US\$ 890	Este VANT é comercializado desde o final de 2013, e possui grande aplicabilidade para voos exteriores. O piloto automático Pixhawk ^b usa pilhas de código livre, representando grande potencial para programação computacional, embora o nível de complexidade dos códigos tornem o desenvolvimento de aplicações complicado.
3D Robotics Solo, Erle-Copter e Erle-Hexacopter equipados com o Erle Brain	3DR Solo e Erle-Copter cerca de US\$ 1 mil. Erle-Hexacopter cerca de US\$ 1,3 mil	São equipamentos lançados em 2015 com características similares aos anteriores, porém equipados com uma nova geração de pilotos automáticos, implementados com código aberto em Linux. Os fabricantes prometem boas possibilidades de programação para estes veículos, porém sua documentação ainda é muito recente e escassa ^{c, d}

Fonte: Manuais e orçamentos dos fabricantes.

^a <<http://developer.dji.com>>

^b <<http://pixhawk.org/>>

^c <<http://erlerobotics.com/docs/Robots/Erle-Copter>>

^d <<http://dev.3dr.com>>

APÊNDICE B – Experimentos Adicionais em Ambientes Exteriores

Neste apêndice são apresentados dois experimentos adicionais, conduzidos em circunstâncias de altitude mais elevada, conforme relatado na apresentação original de (SANTANA; BRANDÃO; SARCINELLI-FILHO, 2015a).

O primeiro experimento, trata-se de um voo pairado em altitude mais elevada onde $\mathbf{X}_d = [0,0 \ 0,0 \ 10,0 \ 0,0]^T$, onde os sistemas são submetidos a erros mais significativos na ordem de 10 m para a posição x , 15 m na posição y , 5 m na posição z e $\frac{\pi}{2}$ rad na orientação ψ . O vídeo contendo o procedimento adotado nesse experimento pode ser visualizado em <<http://youtu.be/WHOJUbk9wHI>>. Na Figura 65 há uma ilustração das variáveis de interesse e dos erros de controle do posicionamento.

Nesse experimento, o intervalo entre $t \approx 10$ s e $t \approx 30$ s, considera-se que não há dados inconsistentes de decolagem e pouso, nem deslocamentos forçados da posição desejada do veículo. Portanto, calculando o índice RMSE nesse intervalo o resultado é obtido conforme a Tabela 25. Note-se que em comparação com os resultados anteriores, é mantido aproximadamente o mesmo desempenho de controle do erro, menos em relação ao grau de liberdade z . Justifica-se tal mudança, pois a partir de 6 m de altitude o sensor de ultrassom do AR.Drone é substituído pelo de pressão atmosférica, cuja resolução é menor (PISKORSKI et al., 2012).

Tabela 25 – RMSE do experimento de posicionamento com altitude elevada.

	x (m)	y (m)	z (m)	ψ (rad)
RMSE	0,1944	0,1479	0,2100	0,0130

O próximo experimento, trata-se de uma tarefa de seguimento de trajetória circular parametrizada como

$$\mathbf{X}_d = [7,0 \cos(0,4t) \ 7,0 \sin(0,4t) \ 10,0 \ 0,0]^T$$

, realizada a uma altitude de 10 m. A única perturbação influenciando no voo são as rajadas de vento. O vídeo contendo a filmagem desse experimento está disponível em <<http://youtu.be/R6wfgPh-0UY>>.

Nesse experimento, o intervalo entre $t \approx 10$ s e $t \approx 50$ s, considera-se que o controle da trajetória está com desempenho de regime permanente. Portanto, calculando o índice RMSE nesse intervalo o resultado é obtido conforme a Tabela 26. Note-se que apesar de

maiores os erros ainda se mantêm próximos de zero, concluindo a capacidade do sistema de seguir trajetórias.

Tabela 26 – RMSE do experimento de trajetória circular com altitude elevada.

	x (m)	y (m)	z (m)	ψ (rad)
RMSE	0,2518	0,2964	0,2804	0,0207

Demonstra-se portanto a habilidade dos sistemas de navegação e controle em ambientes exteriores de posicionar e seguir trajetórias com o VANT, também em altitudes mais elevadas. Embora possível, o voo em altitudes maiores não é recomendado usando o AR.Drone, pois sua pequena massa o torna facilmente perturbado por rajadas de vento mais intensas e, adicionalmente, a rede de comunicação wi-fi possui alcance real bastante limitado (menor que 50 m), aumentando o risco de perda de comunicação e consequentemente do controle do VANT.

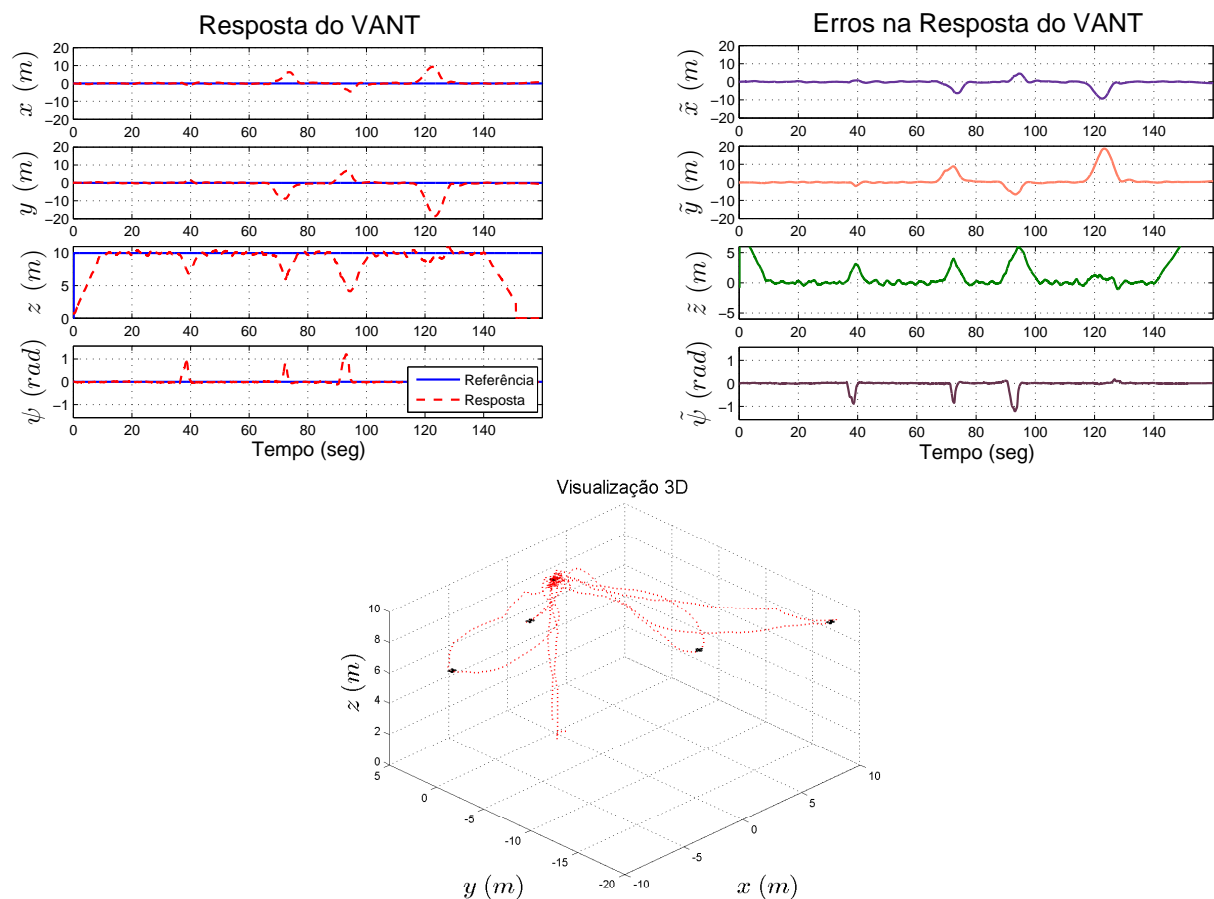


Figura 65 – Experimento de posicionamento em ambientes exteriores com altitude elevada.

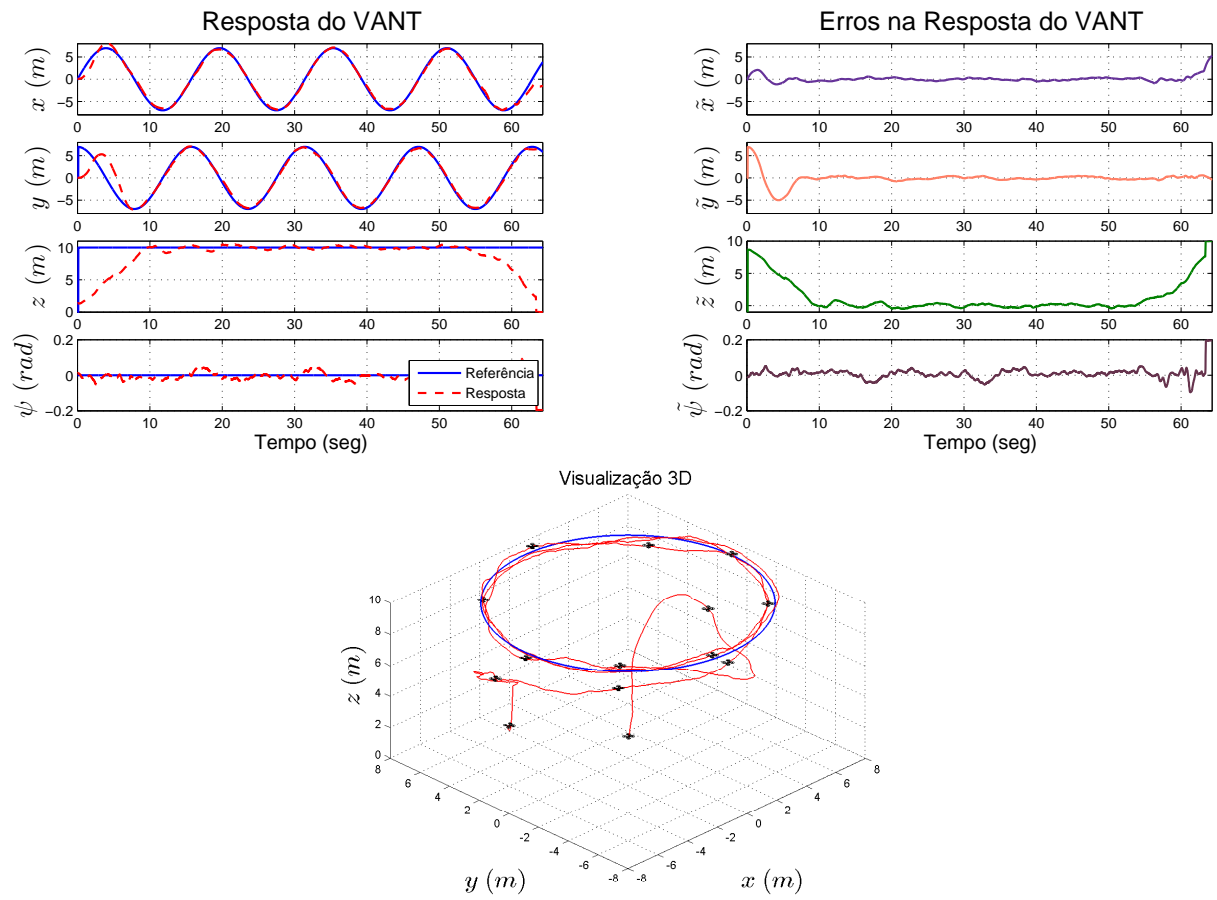


Figura 66 – Experimento de trajetória circular em ambientes exteriores com altitude elevada.

Anexos

ANEXO A – Modelo Dinâmico de Alto Nível: Propriedades e Elementos Matriciais

Retomando a Seção 3.3.2, este anexo descreve algumas propriedades do modelo dinâmico de alto nível, bem como a derivação dos elementos que compõem as matrizes da dinâmica rotacional. Este desenvolvimento completo se encontra em (BRANDÃO, 2013), porém também há uma versão simplificada disponível em (RAFFO; ORTEGA; RUBIO, 2010).

O modelo dinâmico não linear de alto nível do quadrimotor pode ser escrito unificando a dinâmica translacional da equação (3.21) e rotacional da equação (3.23), como

$$\begin{bmatrix} mI_3 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{M}_r(\eta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\xi} \\ \ddot{\eta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{C}_r(\eta, \dot{\eta}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{G}(g) \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{f} \\ \boldsymbol{\tau} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \mathbf{D}_t \\ \mathbf{D}_r \end{bmatrix}, \quad (\text{A.1})$$

onde $\mathbf{G} = [0 \ 0 \ mg]^T$ é o vetor de força gravitacional e \mathbf{D} representa o vetor de distúrbio e forças de fricção atuando sobre a aeronave, o qual inclui os efeitos aerodinâmicos da fuselagem, a resistência do ar, rajadas de vento, efeitos do solo e outros.

Assim, a Equação (A.1) pode ser representada de maneira similar àquelas obtidas pelo método de Euler-Lagrange para representar a dinâmica de manipuladores robóticos, como

$$\mathbf{M}(\mathbf{q})\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{G} = \boldsymbol{\tau} - \mathbf{D}, \quad (\text{A.2})$$

tal representação possui como propriedades:

- $\mathbf{M}(\mathbf{q})$ é simétrica e definida positiva;
- $\mathbf{M}(\mathbf{q})^{-1}$ existe e é também definida positiva;
- $\mathbf{C}(\mathbf{q}, \mathbf{0}) = \mathbf{0} \ \forall \mathbf{q} \in \mathbb{R}^3$;
- $\mathbf{C}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})\dot{\mathbf{q}}$ é uma forma quadrática em $\dot{\mathbf{q}}$;
- $\mathbf{N} = \dot{\mathbf{M}} - 2\mathbf{C} = \underline{\dot{\mathbf{q}}}^T \frac{\partial \mathbf{M}}{\partial \mathbf{q}} - \dot{\mathbf{M}}$ é anti-simétrica se $\mathbf{C}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})$ é obtida através dos símbolos de Christoffel.

Considerando agora somente a parte rotacional do modelo dinâmico de alto nível da aeronave, lembre-se que $\mathbf{M}_r = W_\eta^T \mathbf{I} W_\eta$, logo esta matriz pode ser escrita como

$$\mathbf{M}_r = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy}c_\phi - I_{xz}s_\phi & -I_{xx}s_\theta + I_{xy}s_\phi c_\theta + I_{xz}c_\phi c_\theta \\ I_{xy}c_\phi - I_{xz}s_\phi & I_{yy}c_\phi^2 + I_{zz}s_\phi^2 - 2I_{yz}s_\phi c_\phi & I_{yy}s_\phi c_\phi c_\theta - I_{zz}s_\phi c_\phi c_\theta + I_{yz}c_\phi^2 c_\theta - I_{yz}s_\phi^2 c_\theta - I_{xy}c_\phi s_\theta + I_{xz}s_\phi s_\theta \\ -I_{xx}s_\theta + I_{xy}s_\phi c_\theta + I_{xz}c_\phi c_\theta & I_{yy}s_\phi c_\phi c_\theta - I_{zz}s_\phi c_\phi c_\theta + I_{yz}c_\phi^2 c_\theta - I_{yz}s_\phi^2 c_\theta - I_{xy}c_\phi s_\theta + I_{xz}s_\phi s_\theta & I_{xx}s_\theta^2 + I_{yy}s_\phi^2 c_\theta^2 + I_{zz}c_\phi^2 c_\theta^2 - 2I_{xy}s_\phi s_\theta c_\theta - 2I_{xz}c_\phi s_\theta c_\theta + 2I_{yz}s_\phi c_\phi c_\theta^2 \end{bmatrix}. \quad (\text{A.3})$$

No que se refere à matriz de Coriolis e forças centrífugas da parte rotacional do sistema, tem-se $\mathbf{C}_r(\eta, \dot{\eta}) = \dot{\mathbf{M}}_r - \frac{1}{2}\dot{\eta}^T \frac{\partial \mathbf{M}_r}{\partial \eta}$, onde

$$\dot{\mathbf{M}}_r = \begin{bmatrix} 0 & -I_{xy}\dot{\phi}s_\phi - I_{xz}\dot{\phi}c_\phi & -I_{xx}\dot{\theta}c_\theta + I_{xy}(\dot{\phi}c_\phi c_\theta - \dot{\theta}s_\phi s_\theta) - I_{xz}(\dot{\phi}s_\phi c_\theta + \dot{\theta}c_\phi s_\theta) \\ -I_{xy}\dot{\phi}s_\phi - I_{xz}\dot{\phi}c_\phi & -2I_{yy}\dot{\phi}s_\phi c_\phi + 2I_{zz}\dot{\phi}s_\phi c_\phi - 2I_{yz}(\dot{\phi}c_\phi^2 - \dot{\phi}s_\phi^2) & I_{yy}(\dot{\phi}c_\phi^2 c_\theta - \dot{\phi}s_\phi^2 c_\theta - \dot{\theta}s_\phi c_\phi s_\theta) - I_{zz}(\dot{\phi}c_\phi^2 c_\theta - \dot{\phi}s_\phi^2 c_\theta - \dot{\theta}s_\phi c_\phi s_\theta) + I_{yz}(-4\dot{\phi}s_\phi c_\phi c_\theta - \dot{\theta}c_\phi^2 s_\theta + \dot{\theta}s_\phi^2 s_\theta) + I_{xy}(\dot{\phi}s_\phi s_\theta - \dot{\theta}c_\phi c_\theta) + I_{xz}(\dot{\phi}c_\phi s_\theta + \dot{\theta}s_\phi c_\theta) \\ -I_{xx}\dot{\theta}c_\theta + I_{xy}(\dot{\phi}c_\phi c_\theta - \dot{\theta}s_\phi s_\theta) - I_{xz}(\dot{\phi}s_\phi c_\theta + \dot{\theta}c_\phi s_\theta) & I_{yy}(\dot{\phi}c_\phi^2 c_\theta - \dot{\phi}s_\phi^2 c_\theta - \dot{\theta}s_\phi c_\phi s_\theta) - I_{zz}(\dot{\phi}c_\phi^2 c_\theta - \dot{\phi}s_\phi^2 c_\theta - \dot{\theta}s_\phi c_\phi s_\theta) + I_{yz}(-4\dot{\phi}s_\phi c_\phi c_\theta - \dot{\theta}c_\phi^2 s_\theta + \dot{\theta}s_\phi^2 s_\theta) + I_{xy}(\dot{\phi}s_\phi s_\theta - \dot{\theta}c_\phi c_\theta) + I_{xz}(\dot{\phi}c_\phi s_\theta + \dot{\theta}s_\phi c_\theta) & 2I_{xx}\dot{\theta}s_\theta c_\theta + 2I_{yy}(\dot{\phi}s_\phi c_\phi c_\theta^2 - \dot{\theta}s_\phi^2 s_\theta c_\theta) - 2I_{zz}(\dot{\theta}c_\phi^2 s_\theta c_\theta + \dot{\phi}s_\phi c_\phi c_\theta^2) - 2I_{xy}(\dot{\phi}c_\phi s_\theta c_\theta + \dot{\theta}s_\phi c_\theta^2 - \dot{\theta}s_\phi s_\theta^2) - 2I_{xz}(-\dot{\phi}s_\phi s_\theta c_\theta + \dot{\theta}c_\phi c_\theta^2 - \dot{\theta}c_\phi s_\theta^2) + 2I_{yz}(\dot{\phi}c_\phi^2 c_\theta^2 - \dot{\phi}s_\phi^2 c_\theta^2 - 2\dot{\theta}s_\phi c_\phi s_\theta c_\theta) \end{bmatrix}$$

e

$$\dot{\eta}^T \frac{\partial \mathbf{M}_r}{\partial \eta} =$$

$$\begin{bmatrix} I_{xy}(-\dot{\theta}s_\phi + \dot{\psi}c_\phi c_\theta) - I_{xz}(\dot{\theta}c_\phi + \dot{\psi}s_\phi c_\theta) & I_{yy}(-2\dot{\theta}s_\phi c_\phi + \dot{\psi}c_\phi^2 c_\theta - \dot{\psi}s_\phi^2 c_\theta) + I_{zz}(2\dot{\theta}s_\phi c_\phi - \dot{\psi}c_\phi^2 c_\theta + \dot{\psi}s_\phi^2 c_\theta) + I_{xy}(-\dot{\phi}s_\phi + \dot{\psi}s_\phi s_\theta) + I_{xz}(-\dot{\phi}c_\phi + \dot{\psi}c_\phi s_\theta) - 2I_{yz}(\dot{\theta}c_\phi^2 - \dot{\theta}s_\phi^2 + 2\dot{\psi}s_\phi c_\phi c_\theta) & I_{yy}(\dot{\theta}c_\phi^2 c_\theta - \dot{\theta}s_\phi^2 c_\theta + 2\dot{\psi}s_\phi c_\phi c_\theta^2) - I_{zz}(\dot{\theta}c_\phi^2 c_\theta - \dot{\theta}s_\phi^2 c_\theta + 2\dot{\psi}s_\phi c_\phi c_\theta^2) + I_{xy}(\dot{\phi}c_\phi c_\theta + \dot{\theta}s_\phi s_\theta - 2\dot{\psi}c_\phi s_\theta c_\theta) + I_{xz}(-\dot{\phi}s_\phi c_\theta + \dot{\theta}c_\phi s_\theta + 2\dot{\psi}s_\phi s_\theta c_\theta) + 2I_{yz}(-2\dot{\theta}s_\phi c_\phi c_\theta + \dot{\psi}c_\phi^2 c_\theta - \dot{\psi}s_\phi^2 c_\theta) \\ -I_{xx}\dot{\psi}c_\theta - I_{xy}\dot{\psi}s_\phi s_\theta - I_{xz}\dot{\psi}c_\phi s_\theta & -I_{yy}\dot{\psi}s_\phi c_\phi s_\theta + I_{zz}\dot{\psi}s_\phi c_\phi s_\theta + I_{yz}(\dot{\psi}s_\phi^2 s_\theta - \dot{\psi}c_\phi^2 s_\theta) - I_{xy}\dot{\psi}c_\phi c_\theta + I_{xz}\dot{\psi}s_\phi c_\theta & I_{xx}(-\dot{\phi}c_\theta + 2\dot{\psi}s_\theta c_\theta) - I_{yy}(\dot{\theta}s_\phi c_\phi s_\theta + 2\dot{\psi}s_\phi^2 s_\theta c_\theta) + I_{zz}(\dot{\theta}s_\phi c_\phi s_\theta - 2\dot{\psi}c_\phi^2 s_\theta c_\theta) - I_{xy}(\dot{\phi}s_\phi s_\theta + \dot{\theta}c_\phi c_\theta + 2\dot{\psi}s_\phi c_\theta^2 - 2\dot{\psi}s_\phi s_\theta^2) - I_{xz}(\dot{\theta}c_\phi s_\theta - \dot{\theta}s_\phi c_\theta + 2\dot{\psi}c_\phi c_\theta^2 - 2\dot{\psi}c_\phi s_\theta^2) + I_{yz}(\dot{\theta}s_\phi^2 s_\theta - \dot{\theta}c_\phi^2 s_\theta - 4\dot{\psi}s_\phi c_\phi s_\theta c_\theta) \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

As propriedades apresentadas para (A.2), verificam-se para \mathbf{M}_r e \mathbf{C}_r , uma vez que $\mathbf{M}(\mathbf{q})$ e $\mathbf{C}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})$ são matrizes bloco diagonal. Sendo assim, ao observar \mathbf{M}_r em (A.3), verifica-se sua propriedade de matriz simétrica. Além do mais, pode-se verificar que \mathbf{M}_r é definida positiva e que existe \mathbf{M}_r^{-1} também definida positiva.

É fácil verificar a propriedade de que a matriz de Coriolis é igual a zero se as velocidades generalizadas η são nulas, isto é, $\mathbf{C}(\eta, \mathbf{0}) = \mathbf{0} \forall \mathbf{q} \in \mathbb{R}^3$. Quanto à propriedade de anti-simetria, não é possível dizer diretamente que a matriz

$$\mathbf{N} = \dot{\mathbf{M}} - 2\mathbf{C} = \dot{\underline{\eta}}^T \frac{\partial \mathbf{M}}{\partial \eta} - \dot{\mathbf{M}}$$

é anti-simétrica, dado que $\mathbf{C}(\eta, \dot{\eta})$ não foi obtida mediante os símbolos de Christoffel.

Entretanto, tal propriedade pode ser obtida reorganizando os termos do produto $\mathbf{N}\dot{\eta}$, expresso como

$$\mathbf{N}\dot{\eta} = \begin{bmatrix} \dot{\theta}\dot{\theta}(-2I_{yy}s_{\phi}c_{\phi} + 2I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}) + \dot{\psi}\dot{\psi}(I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 - I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2) + \\ \dot{\theta}\dot{\psi}(2I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} - 2I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} - 2I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} + 2I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta} + I_{xx}c_{\theta}) + \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{xx}c_{\theta} - I_{xx}c_{\theta}) \\ \hline \dot{\phi}\dot{\theta}(2I_{yy}s_{\phi}c_{\phi} - 2I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}) + \dot{\phi}\dot{\psi}(-2I_{xx}c_{\theta} - I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} + I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} + I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} - I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta}) + \\ \dot{\theta}\dot{\psi}(-I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} + I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) + \dot{\psi}\dot{\psi}(2I_{xx}s_{\theta}c_{\theta} - 2I_{yy}s_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} - 2I_{zz}c_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta}) + \\ \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} - I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} + I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} - I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} + I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} - I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} + I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta} - I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta}) \\ \hline \dot{\phi}\dot{\theta}(I_{xx}c_{\theta} - I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} - I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} + I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} - I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta}) + \dot{\phi}\dot{\psi}(-2I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 + 2I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2) + \\ \dot{\theta}\dot{\theta}(I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} - I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}) + \dot{\theta}\dot{\psi}(-2I_{xx}s_{\theta}c_{\theta} + 2I_{yy}s_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} + 2I_{zz}c_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta}) \end{bmatrix}$$

em

$$\mathbf{N}\dot{\eta} = \begin{bmatrix} 0 & \begin{bmatrix} \dot{\phi}(-I_{xy}s_{\phi} - I_{xz}c_{\phi}) \\ +\dot{\theta}(-2I_{yy}s_{\phi}c_{\phi} + 2I_{zz}s_{\phi}c_{\phi} \\ -2I_{yz}c_{\phi}^2 + 2I_{yz}s_{\phi}^2) \\ +\dot{\psi}(I_{xx}c_{\theta} + I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ -I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} - I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ +I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta} + 3I_{xy}s_{\phi}s_{\theta} \\ +3I_{xz}c_{\phi}s_{\theta} - 4I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}) \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} \dot{\phi}(I_{xy}c_{\phi}c_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\theta}) \\ +\dot{\theta}(I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} - I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} \\ -I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} + I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta} \\ -4I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}) \\ +\dot{\psi}(2I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 - 2I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 \\ -2I_{xy}c_{\phi}s_{\theta} + 2I_{xz}s_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} \\ +2I_{yz}c_{\phi}^2c_{\theta}^2 - I_{yz}s_{\phi}^2c_{\theta}^2) \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{\phi}(I_{xy}s_{\phi} + I_{xz}c_{\phi}) \\ +\dot{\theta}(2I_{yy}s_{\phi}c_{\phi} - 2I_{zz}s_{\phi}c_{\phi} \\ +2I_{yz}c_{\phi}^2 - 2I_{yz}s_{\phi}^2) \\ +\dot{\psi}(-I_{xx}c_{\theta} - I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ +I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} + I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ -I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta} - 3I_{xy}s_{\phi}s_{\theta} \\ -3I_{xz}c_{\phi}s_{\theta} + 4I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}) \end{bmatrix} & 0 & \begin{bmatrix} \dot{\phi}(-I_{xx}c_{\theta}) \\ +\dot{\theta}(-I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} + I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} \\ -I_{xy}c_{\phi}c_{\theta} + I_{xz}s_{\phi}c_{\theta} \\ +I_{yz}s_{\phi}^2s_{\theta} - I_{yz}c_{\phi}^2s_{\theta}) \\ +\dot{\psi}(2I_{xx}s_{\theta}c_{\theta} - 2I_{yy}s_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} \\ -2I_{zz}c_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} - 2I_{xy}s_{\phi}c_{\theta}^2 \\ +2I_{xy}s_{\phi}s_{\theta}^2 - 2I_{xz}c_{\phi}c_{\theta}^2 \\ +2I_{xz}c_{\phi}s_{\theta}^2 - 4I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta}) \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{\phi}(-I_{xy}c_{\phi}c_{\theta} + I_{xz}s_{\phi}c_{\theta}) \\ +\dot{\theta}(-I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} + I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} \\ +I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} - I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta} \\ +4I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}) \\ +\dot{\psi}(-2I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 + 2I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 \\ +2I_{xy}c_{\phi}s_{\theta} - 2I_{xz}s_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} \\ -2I_{yz}c_{\phi}^2c_{\theta}^2 + I_{yz}s_{\phi}^2c_{\theta}^2) \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} \dot{\phi}(I_{xx}c_{\theta}) \\ +\dot{\theta}(I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} - I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} \\ +I_{xy}c_{\phi}c_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\theta} \\ -I_{yz}s_{\phi}^2s_{\theta} + I_{yz}c_{\phi}^2s_{\theta}) \\ +\dot{\psi}(-2I_{xx}s_{\theta}c_{\theta} + 2I_{yy}s_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} \\ +2I_{zz}c_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} + 2I_{xy}s_{\phi}c_{\theta}^2 \\ -2I_{xy}s_{\phi}s_{\theta}^2 + 2I_{xz}c_{\phi}c_{\theta}^2 \\ -2I_{xz}c_{\phi}s_{\theta}^2 + 4I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta}) \end{bmatrix} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}.$$

Após obter a matriz \mathbf{N} na forma anti-simétrica, é possível obter uma nova matriz de Coriolis e forças centrípetas dada por $\mathbf{C}_r(\eta, \dot{\eta}) = \frac{1}{2} (\dot{\mathbf{M}}_r(\eta) - \mathbf{N})$, i.e.

$$\mathbf{C}_r = \begin{bmatrix}
0 & \begin{aligned} & \dot{\theta}(I_{yy}s_{\phi}c_{\phi} - I_{zz}s_{\phi}c_{\phi} \\ & + I_{yz}c_{\phi}^2 - I_{yz}s_{\phi}^2) + \\ & \dot{\psi}(-\frac{1}{2}I_{xx}c_{\theta} - \frac{1}{2}I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ & + \frac{1}{2}I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} + \frac{1}{2}I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ & - \frac{1}{2}I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta} - I_{xy}s_{\phi}s_{\theta} \\ & - I_{xz}c_{\phi}s_{\theta} + 2I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}) \end{aligned} & \begin{aligned} & \dot{\theta}(-\frac{1}{2}I_{xx}c_{\theta} - \frac{1}{2}I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ & + \frac{1}{2}I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} + \frac{1}{2}I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ & - \frac{1}{2}I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta} - I_{xy}s_{\phi}s_{\theta} \\ & - I_{xz}c_{\phi}s_{\theta} + 2I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}) + \\ & \dot{\psi}(-I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 + I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 \\ & + I_{xy}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} \\ & - I_{yz}c_{\phi}^2c_{\theta}^2 + I_{yz}s_{\phi}^2c_{\theta}^2) \end{aligned} \\
\begin{aligned} & \dot{\phi}(-I_{xy}s_{\phi} - I_{xz}c_{\phi}) + \\ & \dot{\theta}(-I_{yy}s_{\phi}c_{\phi} + I_{zz}s_{\phi}c_{\phi} \\ & - I_{yz}c_{\phi}^2 + I_{yz}s_{\phi}^2) + \\ & \dot{\psi}(\frac{1}{2}I_{xx}c_{\theta} + \frac{1}{2}I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ & - \frac{1}{2}I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} - \frac{1}{2}I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ & + \frac{1}{2}I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta} + I_{xy}s_{\phi}s_{\theta} \\ & + I_{xz}c_{\phi}s_{\theta} - 2I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}) \end{aligned} & \begin{aligned} & \dot{\phi}(-I_{yy}s_{\phi}c_{\phi} + I_{zz}s_{\phi}c_{\phi} \\ & - I_{yz}c_{\phi}^2 + I_{yz}s_{\phi}^2) \\ & \dot{\psi}(-I_{xx}s_{\theta}c_{\theta} + I_{yy}s_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} \\ & + I_{zz}c_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} + I_{xz}s_{\phi}c_{\theta}^2 \\ & - I_{xy}s_{\phi}s_{\theta}^2 + I_{xz}c_{\phi}c_{\theta}^2 \\ & - I_{xz}c_{\phi}s_{\theta}^2 + 2I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta}) \end{aligned} \\
\begin{aligned} & \dot{\phi}(I_{xy}c_{\phi}c_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\theta}) + \\ & \dot{\theta}(-\frac{1}{2}I_{xx}c_{\theta} + \frac{1}{2}I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ & - \frac{1}{2}I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} - \frac{1}{2}I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ & + \frac{1}{2}I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta} - 2I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}) + \\ & \dot{\psi}(I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 - I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 \\ & - I_{xy}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} + I_{xz}s_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} \\ & + I_{yz}c_{\phi}^2c_{\theta}^2 - I_{yz}s_{\phi}^2c_{\theta}^2) \end{aligned} & \begin{aligned} & \dot{\phi}(-\frac{1}{2}I_{xx}c_{\theta} + \frac{1}{2}I_{yy}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ & - \frac{1}{2}I_{yy}s_{\phi}^2c_{\theta} - \frac{1}{2}I_{zz}c_{\phi}^2c_{\theta} \\ & + \frac{1}{2}I_{zz}s_{\phi}^2c_{\theta} - 2I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}) + \\ & \dot{\theta}(-I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} + I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta} \\ & - I_{xy}c_{\phi}c_{\theta} + I_{xz}s_{\phi}c_{\theta} \\ & + I_{yz}s_{\phi}^2s_{\theta} - I_{yz}c_{\phi}^2s_{\theta}) + \\ & \dot{\psi}(I_{xx}s_{\theta}c_{\theta} - I_{yy}s_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} \\ & - I_{zz}c_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\theta}^2 \\ & + I_{xy}s_{\phi}s_{\theta}^2 - I_{xz}c_{\phi}c_{\theta}^2 \\ & + I_{xz}c_{\phi}s_{\theta}^2 - 2I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta}) \end{aligned} \\
\begin{aligned} & \dot{\phi}(I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 - I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 \\ & - I_{xy}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} + I_{xz}s_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} \\ & + I_{yz}c_{\phi}^2c_{\theta}^2 - I_{yz}s_{\phi}^2c_{\theta}^2) + \\ & \dot{\theta}(I_{xx}s_{\theta}c_{\theta} - I_{yy}s_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} \\ & - I_{zz}c_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\theta}^2 \\ & + I_{xy}s_{\phi}s_{\theta}^2 - I_{xz}c_{\phi}c_{\theta}^2 \\ & + I_{xz}c_{\phi}s_{\theta}^2 - 2I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta}) \end{aligned} & \begin{aligned} & \dot{\phi}(I_{yy}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 - I_{zz}s_{\phi}c_{\phi}c_{\theta}^2 \\ & - I_{xy}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} + I_{xz}s_{\phi}s_{\theta}c_{\theta} \\ & + I_{yz}c_{\phi}^2c_{\theta}^2 - I_{yz}s_{\phi}^2c_{\theta}^2) + \\ & \dot{\theta}(I_{xx}s_{\theta}c_{\theta} - I_{yy}s_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} \\ & - I_{zz}c_{\phi}^2s_{\theta}c_{\theta} - I_{xz}s_{\phi}c_{\theta}^2 \\ & + I_{xy}s_{\phi}s_{\theta}^2 - I_{xz}c_{\phi}c_{\theta}^2 \\ & + I_{xz}c_{\phi}s_{\theta}^2 - 2I_{yz}s_{\phi}c_{\phi}s_{\theta}c_{\theta}) \end{aligned} \end{bmatrix}. \quad (\text{A.4})$$

Por fim, o modelo dinâmico de alto nível de um quadrimotor, descrito pela equação (A.1), pode ser completamente representado utilizando (A.3) e (A.4).